



**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ**

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

**LETECKÝ ÚSTAV**

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**NÁVRH REKONSTRUKCE STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU  
LETOUNU Z 143 NÁHRADOU ZA POLOSKOŘEPINU**

RECONSTRUCTION OF MIDDLE PART OF THE FUSELAGE Z 143 AIRCRAFT USING SEMI- MONOCOQUE  
FRAME

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

MASTER'S THESIS

**AUTOR PRÁCE**

AUTHOR

**Bc. Jakub Zamazal**

**VEDOUCÍ PRÁCE**

SUPERVISOR

**prof. Ing. Antonín Píšťek, CSc.**

**BRNO 2017**



# Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav  
Student: **Bc. Jakub Zamazal**  
Studijní program: Strojní inženýrství  
Studijní obor: Stavba letadel  
Vedoucí práce: **prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.**  
Akademický rok: 2016/17

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

## **Návrh rekonstrukce střední části trupu letounu Z 143 náhradou za poloskořepinu**

### **Stručná charakteristika problematiky úkolu:**

Letoun Z 143 a celá řada sportovních letounů vyráběných ve Zlin Aircraft, mají střední nosnou část tvořenou příhradovou konstrukcí s laminátovým, nenosným potahem. Tato koncepce i když má některé výhody je zastaralá a technologicky náročná a nabízí se sjednotit koncepci celkovou poloskořepinovou konstrukce celého letounu, při zachování ostatních částí letounu. Předpokládá se zvážení zatahovacího podvozku. Při rekonstrukci zvážit také moderní technologii spojování a výroby.

### **Cíle diplomové práce:**

Navrhnout poloskořepinovou střední část trupu jako náhradu za současnou příhradovou konstrukci. Předpokládá se zachování ostatních částí letounu: zadní část trupu, křídla, kabina, požární přepážka a vybavení kabiny.

Z hlediska technologie je třeba zvážit frézovaný hlavní nosník centroplánu a moderní technologii spojování.

### **Seznam doporučené literatury:**

Jane's: All the World's Aircraft (knihovna Leteckého ústavu).

NIU, M. C. Y.: Airframe Structural design, Conmilit LTD, 1991.

MIKULA, J.: Konstrukce a projektování letadel, ČVUT, Praha, 2004.

Předpis CS-23, [www.caa.cz/predpisy/cs-23](http://www.caa.cz/predpisy/cs-23).

Předpis FAR 23 (knihovna Leteckého ústavu).

PÍŠTĚK, A.: Pevnost a životnost, VUT v Brně, 1988.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2016/17

V Brně, dne

L. S.

---

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.  
ředitel ústavu

---

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.  
děkan fakulty

## ABSTRAKT

Diplomová práce se zabývá rekonstrukcí střední části trupu letounu Z 143 z příhradové konstrukce na konstrukci poloskořepinovou. V práci je proveden koncepční návrh poloskořepinové střední části trupu, přičemž nosníky centropłanu jsou pevnostně dimenzovány a kontrolovány. V práci je proveden hmotnostní rozbor a výpočet centráží letounu s navrhovanou poloskořepinovou konstrukcí. V druhé půli práce je provedena studie možného konstrukčního řešení zatahovacího podvozku. Práce ukazuje, že použitím poloskořepinové konstrukce je možno ušetřit hmotnost letounu a tato konstrukce také otevírá možnosti v dalším vylepšování letounu Z 143. Tato práce tedy může sloužit jako studie proveditelnosti přestavby střední části trupu letounu Z 143.

## ABSTRACT

The thesis is focused on reconstruction of middle part of fuselage Z 143 aircraft from truss frame to semi-monocoque frame. In the thesis there is a conceptual design of semi-monocoque middle part of fuselage. The spars of centre wing section are strength controlled. In thesis there is weight analysis according to use the semi-monocoque middle part of fuselage. In second half of the thesis there is a study of retractable landing gear. The thesis shows weight savings according to use a semi-monocoque frame. The thesis also shows that semi-monocoque frame allows other option to upgrade Z 143 aircraft. This thesis can serve as a feasibility study of the reconstruction of the middle part of the fuselage Z 143 aircraft.

## KLÍČOVÁ SLOVA

Trup, centropłan, hmotový rozbor, poloskořepinová konstrukce, centráž

## KEYWORDS

Fuselage, centre wing, weight analysis, semi-monocoque frame, center of gravity

## BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

ZAMAZAL, J. *Návrh rekonstrukce střední části trupu letounu Z 143 náhradou za poloskořepinu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017. 91 s. Vedoucí diplomové práce prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc..

## **PROHLÁŠENÍ**

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval samostatně pod odborným vedením vedoucího diplomové práce prof. Ing. Antonína Píšťka, CSc. za použití uvedené literatury.

V Brně 21. května 2017

.....  
Jakub Zamazal

## **PODĚKOVÁNÍ**

Rád bych touto cestou poděkoval vedoucímu diplomové práce prof. Ing. Antonínu Píškovi, CSc. za vždy vstřícný přístup a cenné rady při tvorbě diplomové práce.





---

## Obsah

<b>ÚVOD.....</b>	<b>11</b>
<b>1 POUŽITÉ ZKRATKY .....</b>	<b>12</b>
<b>2 ZÁKLADNÍ CHARAKTERISTIKY LETOUNU Z-143 LSI .....</b>	<b>13</b>
<b>3 PŘEHLED KONCEPCE KONSTRUKCE DRAKU LETOUNU .....</b>	<b>14</b>
3.1 TECHNICKÝ POPIS KONSTRUKCE DRAKU LETOUNU .....	14
3.2. SOUČASNÁ KONCEPCE STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU .....	14
3.3. UVAŽOVANÁ ZMĚNA KONCEPCE STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU .....	16
<b>4 KONSTRUKČNÍ NÁVRH STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU .....</b>	<b>19</b>
4.1. LETOVÉ OBÁLKY ZATÍŽENÍ .....	19
4.2. DEFINOVÁNÍ POUŽITÉ SOUŘADNICOVÉ SOUSTAVY.....	20
4.3. POPIS NAVRHOVANÉHO ŘEŠENÍ STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU .....	20
4.4. NÁVRH A PEVNOSTNÍ KONTROLA HLAVNÍHO NOSNÍKU CENTROPLÁNU .....	21
4.4.1. <i>Volba způsobu výroby hlavního nosníku centropoplánu .....</i>	<i>21</i>
4.4.2. <i>Síly působící do závěsů hlavního nosníku.....</i>	<i>22</i>
4.4.3. <i>Návrh příčných rozměrů nosníku a pevnostní kontrola.....</i>	<i>24</i>
4.4.4. <i>Výsledné příčné rozměry hlavního nosníku .....</i>	<i>27</i>
4.4.5. <i>Návrh a pevnostní kontrola závěsů hlavního nosníku .....</i>	<i>28</i>
4.5. NÁVRH A PEVNOSTNÍ KONTROLA POMOCNÉHO NOSNÍKU CENTROPLÁNU .....	31
4.5.1. <i>Volba způsobu výroby pomocného nosníku centropoplánu.....</i>	<i>31</i>
4.5.2. <i>Síly působící do závěsů hlavního nosníku.....</i>	<i>31</i>
4.5.3. <i>Návrh příčných rozměrů nosníku a pevnostní kontrola.....</i>	<i>33</i>
4.5.4. <i>Výsledné příčné rozměry pomocného nosníku.....</i>	<i>36</i>
4.5.5. <i>Návrh a pevnostní kontrola závěsu pomocného nosníku .....</i>	<i>36</i>
<b>5 HMOTOVÝ ROZBOR .....</b>	<b>40</b>
5.1 HMOTNOST NAVRHOVANÉHO ŘEŠENÍ STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU .....	40
5.1.1 <i>Odhad hmotnosti navrhovaného řešení střední části trupu a porovnání se</i>	
<i>současným řešením .....</i>	<i>40</i>
5.1.2 <i>Využití uspořené hmotnosti .....</i>	<i>41</i>
5.2 VÝPOČET CENTRÁŽÍ S NAVRHOVANOU STŘEDNÍ ČÁSTÍ TRUPU .....	42
5.2.1 <i>Používaná souřadná soustava při výpočtu centráží .....</i>	<i>42</i>
5.2.2 <i>Výpočet centráže prázdného letounu .....</i>	<i>42</i>
5.2.3 <i>Výpočet centráží.....</i>	<i>43</i>
<b>6 PŘÍSTÁVACÍ ZAŘÍZENÍ .....</b>	<b>46</b>
6.1 PEVNÝ PODVOZEK .....	46
6.1.1 <i>Příd'ový pevný podvozek .....</i>	<i>46</i>
6.1.2 <i>Hlavní pevný podvozek .....</i>	<i>47</i>
6.2 ZATAHOVACÍ PODVOZEK .....	47
6.2.1 <i>Studie příd'ového zatahovacího podvozku .....</i>	<i>48</i>
6.2.2 <i>Studie hlavního zatahovacího podvozku .....</i>	<i>50</i>

---

---

<b>7</b>	<b>TECHNOLOGIE VÝROBY .....</b>	<b>53</b>
7.1	MATERIÁLOVÁ STUDIE .....	53
7.2	TECHNOLOGIE VÝROBY DÍLŮ.....	53
7.3	TECHNOLOGIE SPOJOVÁNÍ .....	54
7.4	TECHNOLOGIE SESTAVOVÁNÍ .....	55
<b>8</b>	<b>CERTIFIKACE ZMĚNY STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU .....</b>	<b>56</b>
8.1	POŽADAVKY UVEDENÉ V NAŘÍZENÍ KOMISE EU Č. 748/2012 .....	56
8.2	NÁVRH POSTUPU PRO PROKÁZÁNÍ VYHOVĚNÍ PŘEDPISU .....	56
<b>9</b>	<b>CENOVÝ ROZBOR .....</b>	<b>57</b>
	<b>ZÁVĚR .....</b>	<b>58</b>
	<b>SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ.....</b>	<b>59</b>
	<b>SEZNAM POUŽITÝCH VELIČIN.....</b>	<b>61</b>
	<b>SEZNAM PŘÍLOH .....</b>	<b>64</b>

---

## Úvod

Letoun ZLIN Z 143LSi je spolu s typem Z 242L posledním z úspěšných letounů řady 40. Tato řada začala typy Z 43 a Z 42, které vznikaly v druhé polovině 60. let. Smíšená konstrukce trupu letounů (poloskořepinová + příhradová) vychází z vybavení výrobního závodu, ve kterém byla tehdy moderní svařovna. Tato svařovna byla vybudována pro potřeby výroby předchozí výrobní řady 26 Trenér.

Ačkoliv má příhradová konstrukce v určitých směrech výhodu, je vhodné zvážit sjednocení konstrukce střední části trupu s ocasní částí trupu, která je poloskořepinová. Rekonstrukce střední části trupu na modernější poloskořepinovou konstrukci by mohla přinést hmotnostní úsporu a také otevře nové možnosti v dalším vylepšování letounu. Rekonstrukce pouze střední části se zachováním ostatních částí nebude klást na výrobce takové náklady, jako při modernizaci celého letounu, a je uvažována jako první krok v postupné modernizaci.

Cíle práce jsou:

- návrh poloskořepinové střední části trupu jako náhrada za současnou příhradovou konstrukci
- hmotový rozbor navrhované poloskořepinové konstrukce
- vytvořit studii zatahovacího podvozku
- uvést studii uvažovaných technologií použitelných při výrobě střední částí trupu
- popis postup certifikace nové střední části trupu.

### 1 Použité zkratky

CAD	Computer aided design	Počítačem podporované projektování
CAM	Computer-aided manufacturing	Počítačová podpora výroby
EASA	European Aviation Safety Agency	Evropská agentura pro bezpečnost letectví
EU	European union	Evropská unie
FAR	Federal Aviation Regulations	Federální letecké předpisy (USA)
$M_{FW}$	Minimum flight weight	Minimální letová hmotnost
$M_{OEW}$	operational empty weight	Prázdná hmotnost
MSA		Mezinárodní standardní atmosféra
$M_{TOW}$	Take-off weight	Maximální vzletová hmotnost
NC	Numerical control	Číslicově řízený

### 2 Základní charakteristiky letounu Z 143 LSi

Letoun ZLIN Z 143 LSi je jednomotorový čtyřmístný samonosný dolnoplošník celokovové konstrukce používaný především jako turistický a cvičný letoun. Letoun je vyráběn společností ZLIN AIRCRAFT a.s. v Otrokovicích. Letoun je zařazen do tříd cvičné (Utility) a normální (Normal). V tabulce 2.1 jsou uvedeny některé základní specifikace letounu.

Tab. 2.1 Základní specifikace letounu ZLIN Z 143 LSi (uvedeny parametry pro kategorii Normal) [1].

<b>Hmotnosti</b>	
Hmotnost prázdného letounu	855 kg
Maximální vzletová hmotnost	1350 kg
<b>Letové výkony</b>	
Maximální rychlost vodorovného letu, TAS (v 0 m MSA)	260 km/h
Maximální stoupací rychlost (v 0 m MSA)	4,9 m/s
Dolet (při režimu 2000 ot/min, plnicí tlak 24,5 inHg, H= 1000 m MSA)	860 km
Praktický dostup	4100 m
<b>Základní rozměry</b>	
Rozpětí křídel	10,136 m
Celková délka	7,577 m
Výška	2,910 m
Plocha křídla	14,776 m <sup>2</sup>
<b>Pohonná soustava</b>	
Vrtule	MTV-9-B/195-45a Průměr: 1950 mm Třílistá
Motor	TEXTRON Lycoming IO-540-C4D5 Max. trvalý výkon: 175 kW



Obr. 2.1 Pohled na letoun ZLIN Z 143 LSi [2].

### 3 Přehled koncepce konstrukce draku letounu

Kapitola dává přehled o současném řešení konstrukce letounu Z 143. Ve zvláštní podkapitole je popsána současná konstrukce střední části trupu. Dále jsou uvedeny některé charakteristiky uvažované poloskořepinové konstrukce. Jsou zde ukázány i očekávané přínosy získané rekonstrukcí střední části trupu.

#### 3.1 Technický popis konstrukce draku letounu

##### a) Trup

Trup je smíšené konstrukce. Střední část trupu letounu je příhradové konstrukce svařená z ocelových trubek. Na tuto konstrukci jsou upevněny vnější a vnitřní karoserie. Zadní část trupu je poloskořepina a je ke střední části připevněna pomocí 4 svorníků.

##### b) Křídlo

Křídlo je celokovové a má obdélníkový půdorys. Konstrukce křídla je tvořena hlavním a pomocným nosníkem a nosným duralovým potahem. Křídlo je děleno u trupu. Křídélka a klapky jsou šterbinové.

##### c) Ocasní plochy

Ocasní plochy jsou celokovové konstrukce, samonosné. Výškové kormidlo má ovladatelnou vyvažovací plošku. Kormidla jsou částečně hmotově a aerodynamicky vyvážena.

##### d) Podvozek

Příd'ový podvozek má 1 kolo. Podvozek má hydropneumatický tlumič a tlumič bočních kmitů. Kolo je řiditelné.

Hlavní podvozek tvoří ocelové pružiny s plochým průřezem, které jsou uchyceny na nosníku centroplánu. Kola jsou vybavena brzdami, které jsou samostatně ovládané.

##### e) Řízení

Řízení letounu je dvojité mechanické. Ruční řízení je pákové, nožní pedálové. Řízení příd'ového kola je spojeno se směrovým řízením. Ovládání vztlakových klapek a vyvažování je mechanické.

#### 3.2. Současná koncepce střední části trupu

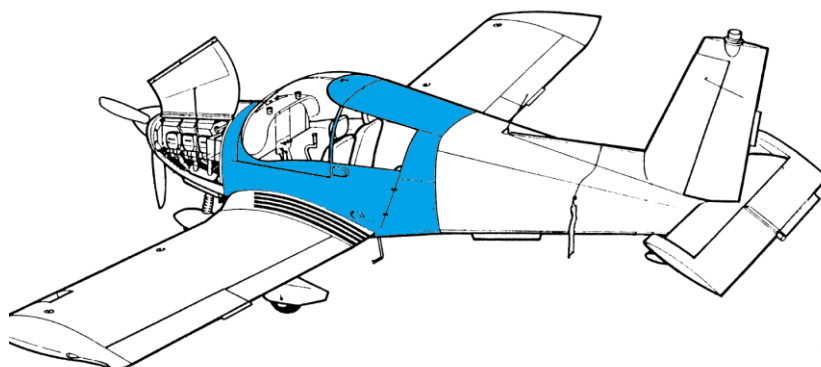
U současné konstrukce je střední část trupu řešena jako svařovaná příhradová konstrukce z ocelových trubek, na kterou je upevněna vnější nenosná karoserie ze skelného laminátu a duralových plechů. Uvnitř musí být vyhotoveny podlahy a jiné kryty umožňující umístění cestujících a nákladu uvnitř trupu. Kabina je čtyřmístná s uspořádáním sedadel 2+2. Za zadními sedadly je odkládací plošina pro malá zavazadla a pod touto plošinou je zavazadlový prostor, který je přístupný z levé strany trupu. Kryt kabiny se otevírá posouváním dopředu a má zařízení pro nouzový odhoz.

Hlavní i pomocný nosník centroplánu jsou součástí svařované příhradové konstrukce, přičemž dolní pásnice hlavního nosníku je plněna dusíkem a v kabině letounu je instalován měřicí tlakoměr. Tímto způsobem je u této konstrukce, která je citlivá na koncentrátoři napětí, zajištěna tzv. bezpečná životnost („fail safe“).

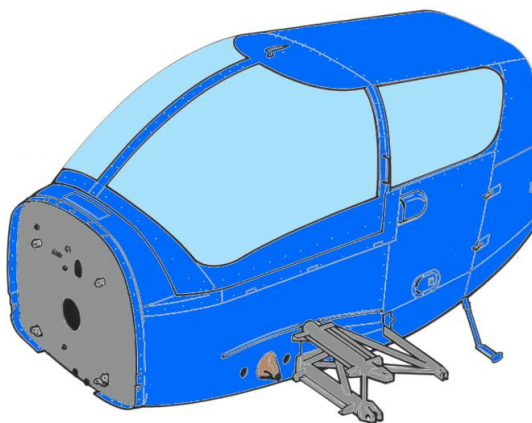
## Přehled koncepce konstrukce draku letounu

---

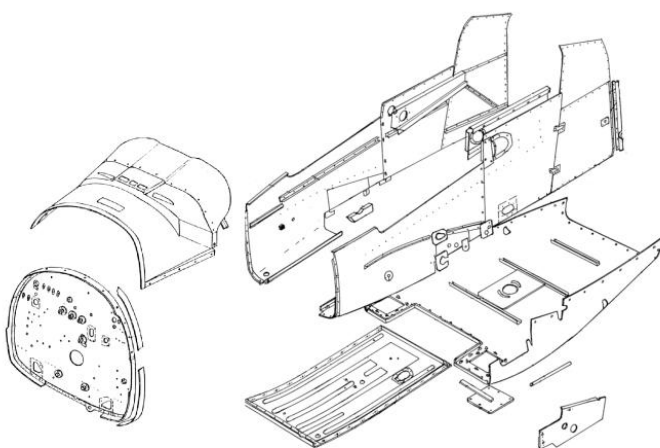
Na obrázku 3.2.1 je zobrazeno vymezení střední části trupu na celém letounu. Na obrázcích 3.2.2 až 3.2.5 jsou zobrazeny vybrané části střední části trupu.



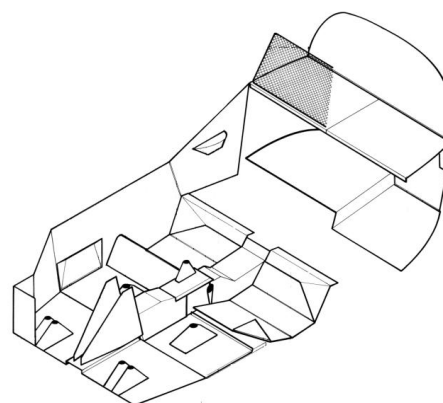
Obr. 3.2.1. Vymezení střední části trupu na celém letounu (vyznačeno modře) [3].



Obr. 3.2.2 Střední část trupu s kapotami [3].

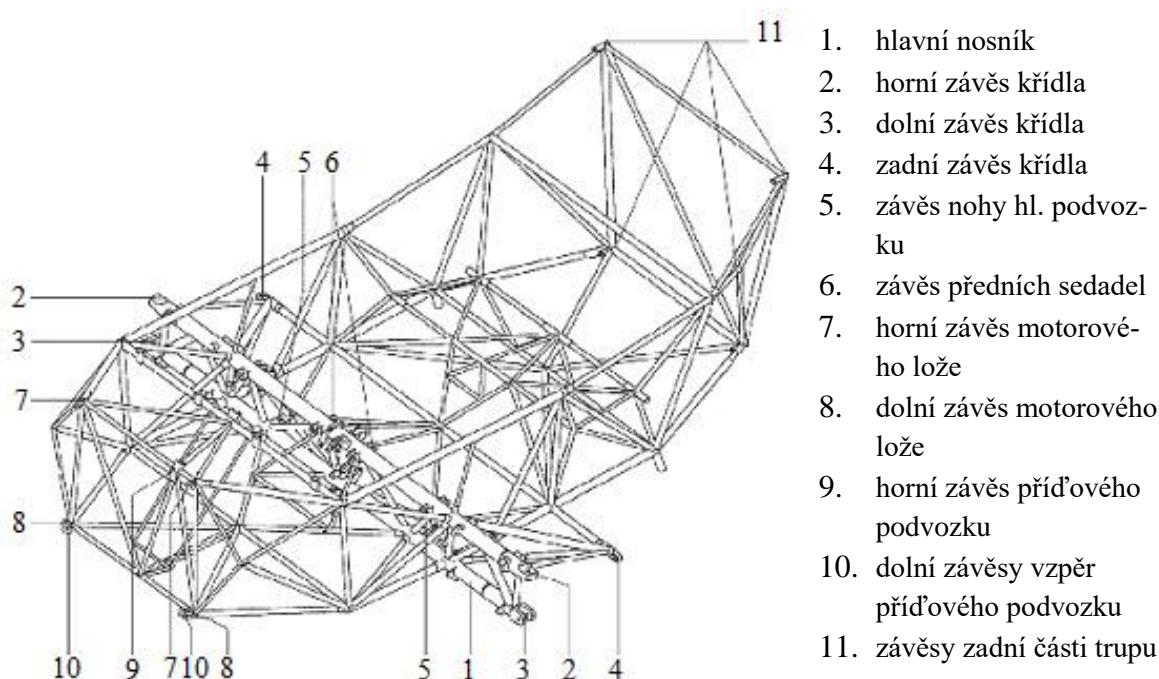


Obr. 3.2.3 Vnější kapotáž a požární přepážka [3].



Obr. 3.2.4 Podlahy a vnitřní kapoty [3].





Obr. 3.2.5 Příhradová konstrukce kostry trupu [3].

### 3.3. Uvažovaná změna koncepce střední části trupu

Změna se týká záměny příhradové konstrukce střední části trupu (včetně centroplánu) za poloskořepinovou konstrukci. Klady a zápory záměny konstrukce trupu jsou uvedeny v tabulce 3.3.1.

Uvedená změna konstrukce střední části trupu nabízí letoun zlepšit i v ostatních charakteristikách, jako je například lichoběžníkové křídlo, jinak tvarovaný trup z důvodu aerodynamiky a další konstrukční a geometrické změny. Potencionální zavádění modernizace letounu Z 143 je uvažováno v postupných krocích. Střední část trupu je tedy pomyslný první krok v této celkové modernizaci. Tato práce obsahuje uvažovanou změnu pouze střední části trupu, přičemž navrhovaná poloskořepina by byla zcela zaměnitelná se současnou příhradovou konstrukcí, což by usnadňovalo postupnou modernizaci a nekladlo by na výrobní společnost příliš velké vstupní náklady. Ocasní část trupu by tedy byla uchycena na současných závěsech, stejně tak křídla a pohonná soustava. Zachován by byl také překryt kabiny. Navrhovaná poloskořepina tedy bude mít identický vnější tvar jako současné řešení příhradové konstrukce s laminátovou kapotáží.

Seznam částí letounu, které zůstanou beze změny:

- Ocasní část trupu
- Křídla (kompletní tj. včetně nádrží, soustavy řízení atd.)
- Soustava řízení
- Požární přepážka
- Posuvný překryt kabiny
- Vnitřní vybavení kabiny



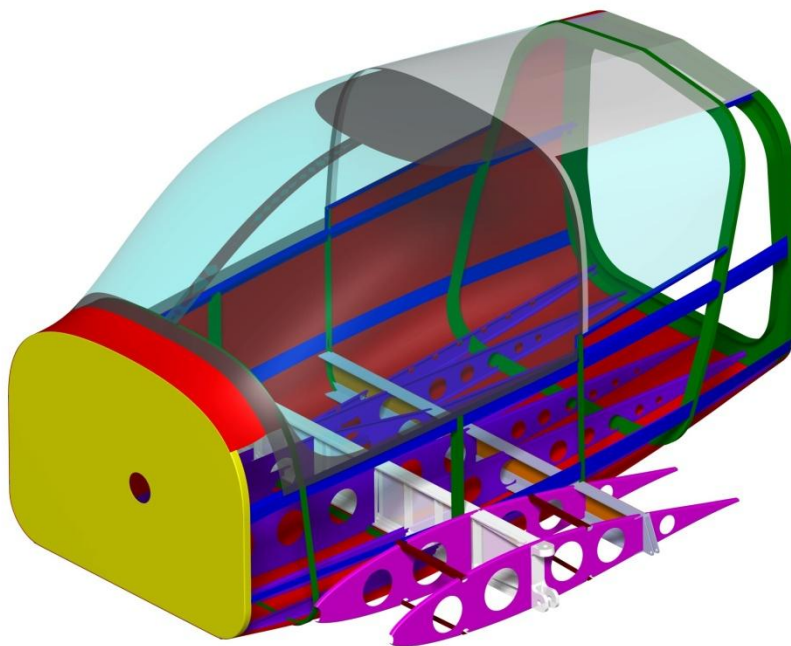
## Přehled koncepce konstrukce draku letounu

Tabulka 3.3.1 Výhody a nevýhody jednotlivých konstrukcí trupu při aplikaci na letoun Z 143 LSi [4].

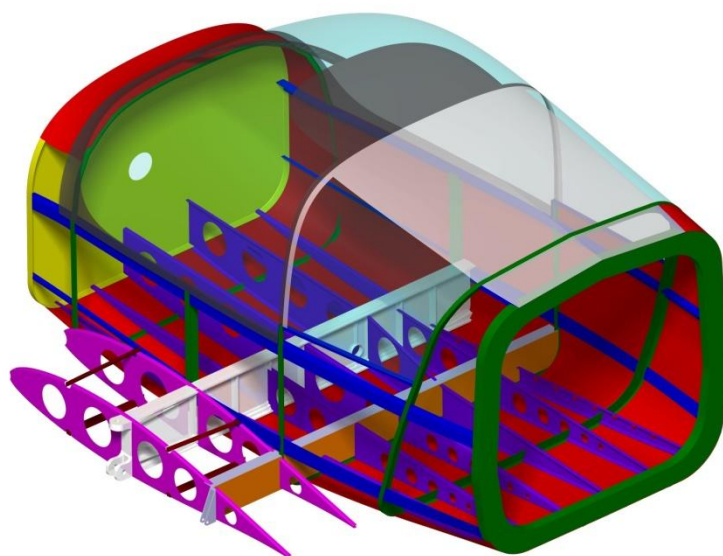
	Výhody	Nevýhody
<b>Příhradová konstrukce</b>	<ul style="list-style-type: none"><li>+ Dlouhodobá tradice a zkušenosti s výrobou</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Nutnost upevnění vnější karoserie a vnitřních kapot a podlahy</li><li>- Hlavní i pomocný nosník jsou citlivé na koncentrátoři napětí z hlediska únavy</li><li>- Hmotnostně a ekonomicky nevýhodné s ohledem rozdílné technologie zbytku letounu Z 143</li><li>- Příhradovina neumožňuje určité tvary</li></ul>
<b>Poloskořepinová konstrukce</b>	<ul style="list-style-type: none"><li>+ Hmotnostně výhodnější</li><li>+ Jednodušší řešení vnitřního prostoru (uchycení sedaček, podlah, přístrojové desky) a jeho lepší využití</li><li>+ Sjednocení technologie výroby s ostatní konstrukcí</li><li>+ Možnosti dalších úprav a vylepšení (např. změny tvaru, navazující modernizace křídla)</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Zavádění nového prvku ve výrobě a nové technologie</li></ul>

Se změnou příhradoviny na poloskořepinu by byla výhodná změna pružinového hlavního podvozku na podvozek s oleopneumatickými tlumiči, především pak podvozek zatahovací. Toto bude zváženo dále, viz kapitola 6.

Na obrázcích 3.3.1 a 3.3.2 je předběžný koncepční návrh střední části trupu letounu.



Obrázek 3.3.1 Pohled na koncepční návrh střední části trupu.



Obrázek 3.3.2 Pohled na koncepční návrh střední části trupu.

## 4 Konstrukční návrh střední části trupu

Tato kapitola se zabývá konstrukčním návrhem trupu. Detailněji je proveden návrh a pevnostní kontrola hlavního a pomocného nosníku centropoplánu.

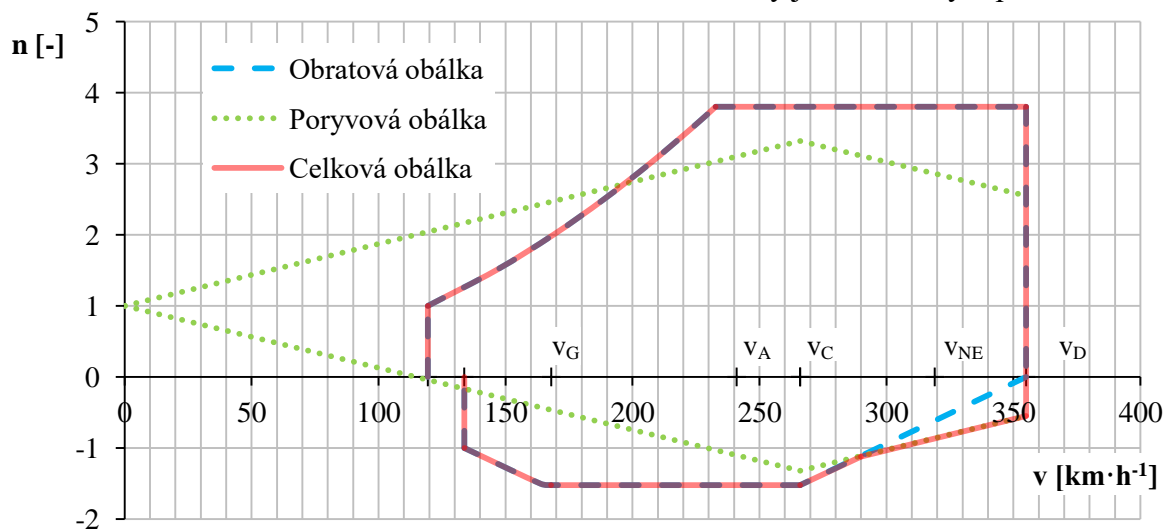
### 4.1. Letové obálky zatížení

Níže je uvedena tabulka s důležitými daty vztahujícími se k letovým obálkám zatížení. Výpočet je přiložen v příloze A. Obálky letounu s rekonstruovanou střední částí se prakticky nebudou lišit od stávajícího letounu Z 143 LSi [5]. Výpočet je dle předpisu FAR part 23.

Tabulka 4.4.1 Přehled vybraných dat z výpočtu letové obálky letounu [5].

	Třída	
	Utility	Normal
<b>Hmotnosti [kg]</b>		
$M_{TOW}$	1080	1350
$M_{FW}$	920	920
<b>Násobky [-]</b>		
$n_{max}$	4,4	3,8
$n_{min}$	-1,76	-1,52
<b>Rychlosti [<math>km \cdot h^{-1}</math>]</b>		
$v_c$	266	266
$v_D$	355	355
$v_A$	230	241
$v_G$	162	168
$v_{NE}$	319	319
$v_{NO}$	266	266
$v_F$	195	195
$v_{FE}$	195	195

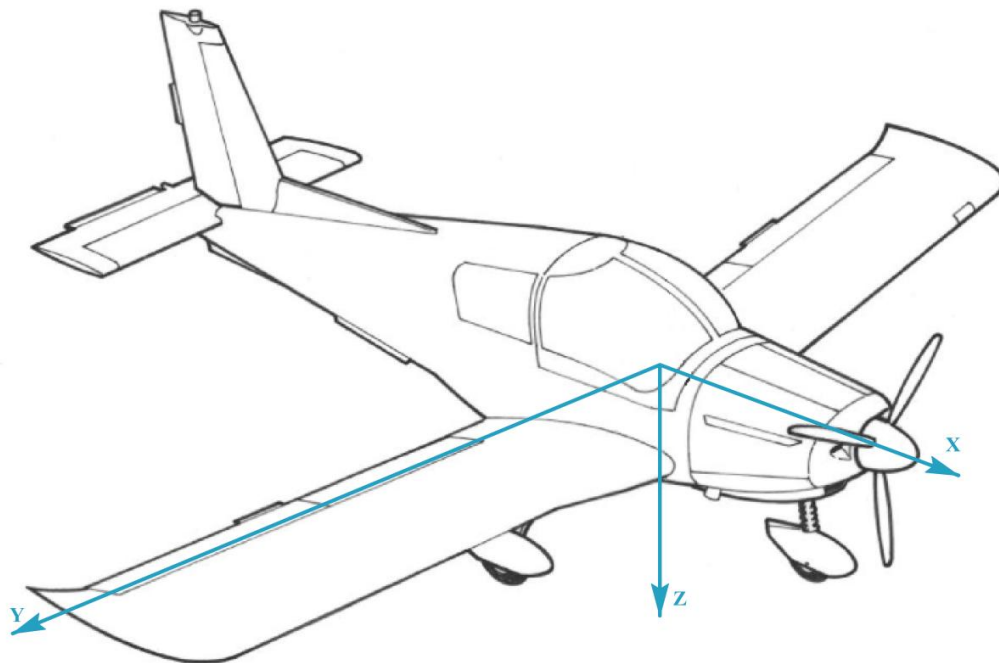
Na grafu 4.1.1 je uvedena obrátová a poryvová obálka pro letoun kategorie Normal pro  $H=0$  m a maximální vzletovou hmotnost  $M_{TOW}$ . Další obálky jsou uvedeny v příloze A.



Graf 4.4.1 Obrátová a poryvová obálka pro kategorii normal, maximální vzletovou hmotnost a výšku 0 m MSA.

### 4.2. Definování použité souřadnicové soustavy

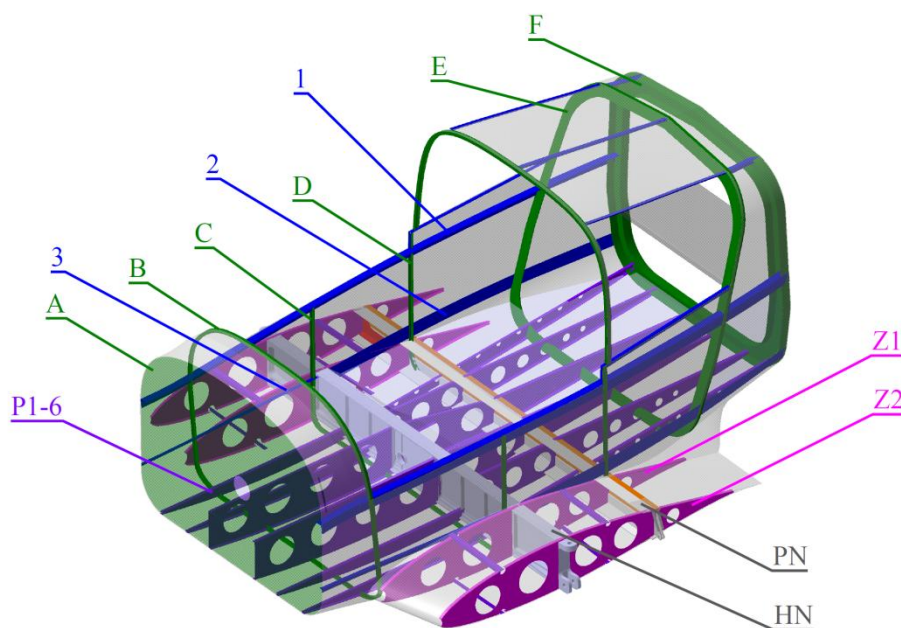
Pokud není uvedeno jinak, je v práci používána standardní letadlová souřadnicová soustava [6], která je uvedena na obrázku 4.2.1.



Obr. 4.2.1 Použitá souřadnicová soustava [3].

### 4.3. Popis navrhovaného řešení střední části trupu

V této podkapitole je pomocí obrázku 4.3.1 proveden stručný popis návrhu poloskořepinové střední části trupu.



Obr. 4.3.1 Znáznornění prvků nosné soustavy navrhované střední části trupu.

## Konstrukční návrh střední části trupu

---

Nosný systém navrhované střední části trupu je tvořen přepážkami A až F, podélníky 1 až 3, které jsou zrcadlově umístěny na obou stranách střední části trupu a podlahovými výztuhami P1 až P6, přičemž 2 přední výztuhy před hlavním nosníkem tvoří středový tunel, který se dá následně využít například jako prostor na zatáhnutí příďového podvozku.

Centroplán je nedělitelnou součástí střední části trupu. Je tvořen hlavním nosníkem HN, který je pevně spojený s přepážkou trupu C, pomocným nosníkem PN, spojený s přepážkou D. Vnější část centroplánu obsahuje žebra Z1 a Z2. Hlavní nosník je ukončen dvěma závěsy, pomocný nosník závěsem jedním.

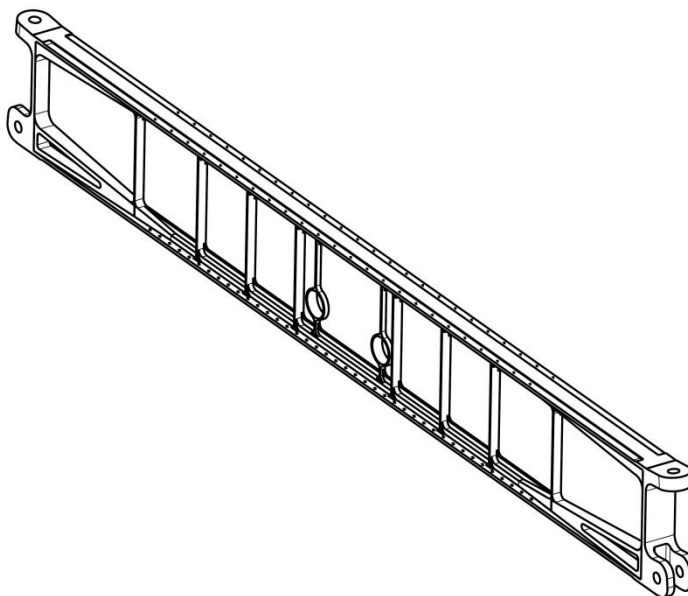
Zadní část trupu je ke střední části uchycena pomocí 4 svorníků, které spojují přepážku F se zadní částí trupu.

Prvky nosného systému jsou rozměrově navrhovány podle podobných letounů stejné kategorie, například podle letounu VUT 100.

Odsuvná kabina je použita ze současného řešení letounu viz obrázek 3.3.1.

### 4.4. Návrh a pevnostní kontrola hlavního nosníku centroplánu

V této podkapitole je provedena volba způsobu výroby hlavního nosníku, návrh rozměrů nosníku, závěsů a pevnostní kontrola.



Obr. 4.4.1 Pohled na navrhovaný hlavní nosník centroplánu.

#### 4.4.1. Volba způsobu výroby hlavního nosníku centroplánu

Jako nejvýhodnější způsob výroby hlavního nosníku centroplánu bylo vybráno použití frézování. Dříve byla cena frézování velká a také použití číslicově řízených obráběcích strojů bylo velmi omezené. Proto bylo vhodnější tvořit nosník s nýťovanou stojinou. Dnes je cena za frézování nižší a NC technologie jsou již široce rozšířeny, je tedy vhodné tuto technologii výroby použít. Zvláště výhodná je absence montážních přípravků nutných při sestavování nosníků s nýťovanou stojinou, což se příznivě projevuje na výsledné ceně nosníku.

## Konstrukční návrh střední části trupu

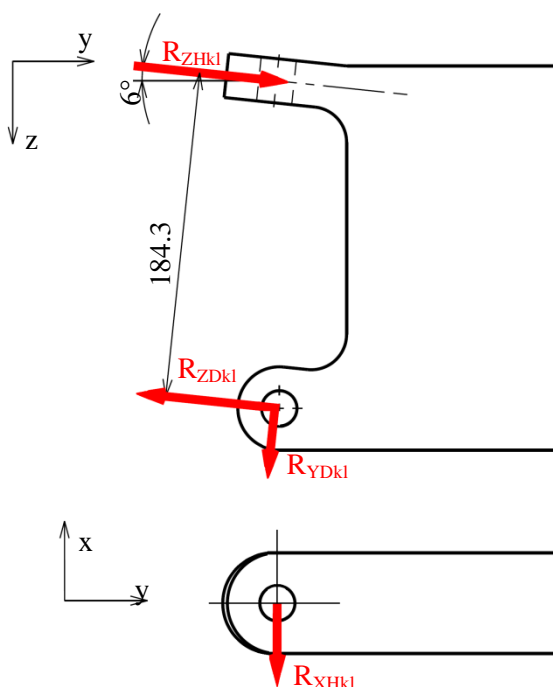
V tabulce 4.4.1.1 jsou uvedeny navrhované způsoby výroby hlavního nosníku centroplánu s výhodami a nevýhodami jednotlivých konstrukcí.

Tabulka 4.4.1.1 Porovnání uvažovaných způsobů výroby hlavního nosníku centroplánu.

	Výhody	Nevýhody
<b>Pásnice tvořené profily nýtované na stojinu</b>	+ Klasická konstrukce + Trhlina se nešíří z pásnice do stojiny a naopak	- Nutnost montážních přípravků - Nemožnost efektivních změn průřezu
<b>Frézované pásnice nýtované na stojinu</b>	+ Možnost plynulé změny průřezu pásnic + Malý odpad materiálu + Trhlina se nešíří z pásnice do stojiny a naopak	- Nutnost montážních přípravků
<b>Integrální frézovaný nosník</b>	+ Hmotnost- optimální tvar nosníku + Výroba bez přípravků + Možnost vyhotovení závěsů a nosníku z jednoho kusu	- Velký odpad třísek - Konstrukce bez zastavovače trhlín při únavovém poškozování

### 4.4.2. Síly působící do závěsů hlavního nosníku

Výsledné síly do závěsů jsou získány z výtahu z výpočtové zprávy [5]. Síly působí při rozhodujících případech zatížení. Zatížení je početní. Na obrázku 4.4.2.1 jsou znázorněny směry zatížení odpovídající případu kladného poryvu na křídlo při  $v_c$ . V tabulce 4.4.2.1 jsou uvedeny síly do závěsů při dvou rozhodujících případech zatížení. Síly působící do spodního závěsu při max. záporném ohybu křídla, tj. při záporném poryvu na křídlo při  $v_c$ , nejsou známy.



Tabulka 4.4.2.1 Síly působící do závěsu při rozhodujících zatížení [5].

	Zatížení	
	Max. kladný ohyb křídla <sup>1</sup>	Max. záporný ohyb křídla <sup>2</sup>
<b>Horní závěs</b>	$R_{ZHkl}=243858,3 \text{ N}$ $R_{XHkl}=1685,8 \text{ N}$	$R_{ZHzap}=-97423,5 \text{ N}$ $R_{XHzap}=1265,1 \text{ N}$
<b>Spodní závěs</b>	$R_{ZDKl}=237278 \text{ N}$ $R_{YDKl}=23806 \text{ N}$	

<sup>1</sup> Kladný poryv na křídlo při  $v_c$

<sup>2</sup> Záporný poryv na křídlo při  $v_c$

Obr. 4.4.2.1 Směry sil působící do závěsů nosníku centroplánu při kladném ohybu.

Uvedené síly jsou dále přepočítány do používané letadlové souřadnicové soustavy. Síly znázorněné na obrázku 4.4.2.1 působí do centroplánu od křídla, které má úhel vzepětí  $\psi=6^\circ$ .

## Konstrukční návrh střední části trupu

Použité vztahy:

$$F_{Axkl} = -R_{XHkl} \quad (4.1)$$

$$F_{Aykl} = R_{ZHkl} \cdot \cos(\psi) \quad (4.2)$$

$$F_{Azkl} = R_{ZHkl} \cdot \sin(\psi) \quad (4.3)$$

$$F_{Axzap} = -R_{XHzap} \quad (4.4)$$

$$F_{Ayzap} = R_{ZHzap} \cdot \cos(\psi) \quad (4.5)$$

$$F_{Azzap} = R_{ZHzap} \cdot \sin(\psi) \quad (4.6)$$

kde:

$R_{XHkl}$	síla působící do horního závěsu při kladném ohybu ve směru viz obrázek 4.3.2.1 [N]
$R_{ZHkl}$	síla působící do horního závěsu při kladném ohybu ve směru viz obrázek 4.3.2.1 [N]
$R_{XHzap}$	síla působící do horního závěsu při záporném ohybu [N]
$R_{ZHzap}$	síla působící do horního závěsu při záporném ohybu [N]
$\psi$	úhel vzepětí [°]

Tabulka 4.4.2.2 Výsledné hodnoty sil působící do horního závěsu.

<b>Max. kladný ohyb křídla<sup>1</sup></b>	$F_{Axkl}$ [N]	-1685,8
	$F_{Aykl}$ [N]	242522,42
	$F_{Azkl}$ [N]	25490,13
<b>Max. záporný ohyb křídla<sup>2</sup></b>	$F_{Axzap}$ [N]	-1265,1
	$F_{Ayzap}$ [N]	-96889,80
	$F_{Azzap}$ [N]	-10183,53

<sup>1</sup> Kladný poryv na křídlo při  $v_C$

<sup>2</sup> Záporný poryv na křídlo při  $v_C$

a) Spodní závěs:

Použité vztahy:

$$F_{Bykl} = -R_{ZDkl} \cdot \cos(\psi) - R_{YDkl} \cdot \sin(\psi) \quad (4.7)$$

$$F_{Bzkl} = -R_{ZDkl} \cdot \sin(\psi) + R_{YDkl} \cdot \sin(\psi) \quad (4.8)$$

kde:

$R_{ZDkl}$	síla působící do spodního závěsu při kladném ohybu ve směru viz obrázek 4.4.2.1 [N]
$R_{YDkl}$	síla působící do spodního závěsu při kladném ohybu ve směru viz obrázek 4.4.2.1 [N]
$\psi$	úhel vzepětí [°]

Tabulka 4.4.2.3 Výsledné hodnoty sil působící do spodního závěsu.

<b>Max. kladný ohyb<sup>1</sup></b>	$F_{Bykl}$ [N]	-238466,57
	$F_{Bzkl}$ [N]	-1126,72

<sup>1</sup> Kladný poryv na křídlo při  $v_C$



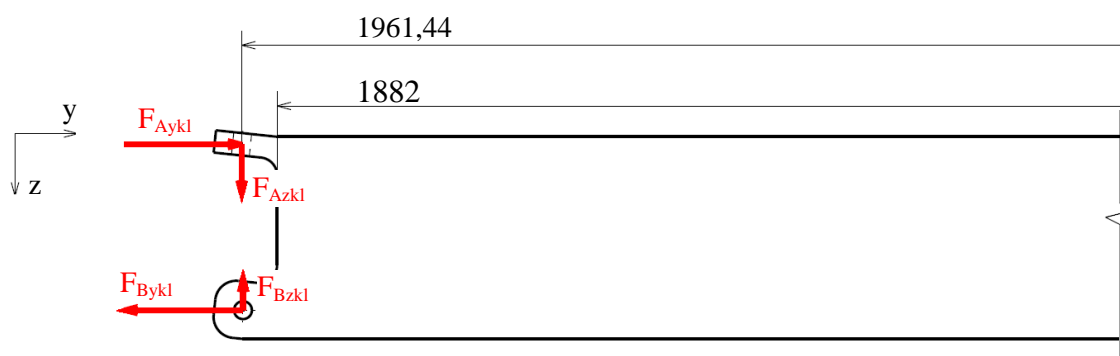
### 4.4.3. Návrh příčných rozměrů nosníku a pevnostní kontrola

Materiál použitý na výrobu nosníku je uvažován 2124 T351. Jeho vlastnosti jsou uvedeny v tabulce 4.4.3.1.

Tabulka 4.4.3.1 Vlastnosti materiálu 2124 T351 [7].

Mez pevnosti v tahu	$R_m =$	470 MPa
Mez kluzu	$R_{p0,2} =$	325 MPa
Modul pružnosti v tahu	$E =$	73000 MPa
Modul pružnosti ve smyku	$G =$	27 GPa
Mez únavy (při 500 mil. cyklů)	$R_u =$	140 MPa
Mez pevnosti ve smyku	$R_{ms} =$	285 MPa

Na obrázku 4.4.3.1 je znázornění zatížení nosníku při rozhodujícím případě max. ohybu, což je případ při působení poryvu při  $v_C$ . Pevnostní kontrola nosníku při zatížení případem max. záporného ohybu, tj. záporného poryvu při  $v_C$  není provedena z důvodu chybějících dat zatížení na dolní závěs. Avšak je zřejmé, že rozhodující případ pro celý nosník bude případ zatížení při kladném poryvu na křídlo při  $v_C$ .



Obr. 4.4.3.1 Zatížení nosníku, na které bude nosník navrhován.

Celková posouvající síla:

$$T_{zkl} = F_{AZkl} + F_{Bzkl} \quad (4.9)$$

Celková posouvající síla:  $T_{zkl} = 24363,41 \text{ N}$

#### a) Pevnostní kontrola stojiny:

Stojina nosníku je navrhována jako stabilní. Dále je uvedena tabulka s návrhovými hodnotami 4.4.3.2, použité vztahy pro pevnostní kontrolu stojiny a tabulka 4.4.3.3 s výsledky.

Tabulka 4.4.3.2 Vstupní návrhové hodnoty do výpočtu nosníku.

Efektivní výška nosníku	$h_e = 209,8 \text{ mm}$
Tloušťka stojiny	$t_{s1} = 2,2 \text{ mm}$

- Smykový tok ve stojině:

$$q_v = \frac{T_{zkl}}{h_e} \quad (4.10)$$



## Konstrukční návrh střední části trupu

- Smykové napětí v navrhované stojině:

$$\tau_c = \frac{q_v}{t_s} \quad (4.11)$$

- Kritické napětí ve stojině (zvlnění):

Koeficient stability desky (tab. 3.2) [8]  $k_\tau = 6,6$

$$\tau_{krs} = k_\tau \cdot E \cdot \left(\frac{t_s}{h_e}\right)^2 \quad (4.12)$$

- Součinitel rezervy

$$\eta_s = \frac{\tau_{krs}}{\tau_c} > 1 \quad (4.13)$$

Tabulka 4.4.3.3 Výsledky pevnostní kontroly stojiny hlavního nosníku.

Smykový tok v navrhované stojině	$q_v = 116,14 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$
Smykové napětí v navrhované stojině	$\tau_c = 52,79 \text{ MPa}$
Kritické napětí ve stojině (zvlnění)	$\tau_{krs} = 52,99 \text{ MPa}$
Součinitel rezervy	$\eta_s = 1,00$

### b) Pevnostní kontrola horní pásnice

Horní pásnice je kontrolována na namáhání tlakem.

- Ohybový moment vyvolaný silou  $T_{zkl}$

Tabulka 4.4.3.4 Vzdálenost míst výpočtu velikosti ohybového momentu od působíště zatížení (závěsu).

Střed nosníku	$l_y = 980,72 \text{ mm}$
Čtvrtina nosníku	$l_y = 510,22 \text{ mm}$
Konec nosníku (nosník bez závěsů)	$l_y = 37,72 \text{ mm}$

$$M_{oT} = \frac{T_{zkl}}{l_y} \quad (4.14)$$

- Síly do pásnic od ohybového momentu způsobeného silou  $T_{zkl}$

$$F_{po} = \frac{M_{oT}}{h_e} \quad (4.15)$$

- Celková síla do pásnice

$$F_{pH} = F_{Aykl} - F_{po} \quad (4.16)$$

- Dovolené napětí v tlaku pro horní pásnici- tvarová pevnost (2.6) [8]

$$\frac{b}{s} > 4 \Rightarrow \sigma_{pHkr} = R_{p0,2} \quad (4.17)$$

## Konstrukční návrh střední části trupu

- Minimální možný průřez horní pásnice

$$S_{pHmin} = \frac{F_{pH}}{\sigma_{pHkr}} \quad (4.18)$$

- Napětí v horní pásnici s použitým průřezem.

$$\sigma_{pH} = \frac{F_{pH}}{S_{pH}} \quad (4.19)$$

- Součinitel rezervy horní pásnice při maximálním kladném ohybu křídla

$$\eta_{pH} = \frac{\sigma_{pHkr}}{\sigma_{pH}} > 1 \quad (4.20)$$

Tabulka 4.4.3.5 Výsledky pevnostní kontroly horní pásnice nosníku.

	Střed nosníku	Čtvrtina nosníku	Konec nosníku (bez závěsů)
Ohybový moment od $T_{zkl}$	$M_{ost} = 23893683 \text{ Nmm}$	$M_{oct} = 12430699 \text{ Nmm}$	$M_{oko} = 967714 \text{ Nmm}$
Celková síla do pásnice	$F_p = 128621,48 \text{ N}$	$F_p = 183265,41 \text{ N}$	$F_p = 237909,33 \text{ N}$
Dovolené napětí v tlaku	$\sigma_{pHklkr} = 324 \text{ MPa}$		
Min. dovolený průřez	$S_{pHmin} = 395,76 \text{ mm}^2$	$S_{pHmin} = 563,89 \text{ mm}^2$	$S_{pHmin} = 732,03 \text{ mm}^2$
Použitý průřez	$S_{pH} = 805 \text{ mm}^2$	$S_{pH} = 805 \text{ mm}^2$	$S_{pH} = 805 \text{ mm}^2$
Napětí v pásnici	$\sigma_{pH} = 159,58 \text{ MPa}$	$\sigma_{pH} = 227,66 \text{ MPa}$	$\sigma_{pH} = 295,54 \text{ MPa}$
Součinitel rezervy	$\eta_{pH} = 2,03$	$\eta_{pH} = 1,43$	$\eta_{pH} = 1,10$

### c) Pevnostní kontrola spodní pásnice

Spodní pásnice je kontrolována na namáhání tahem.

- Celková síla do pásnice

$$F_{pD} = F_{Bykl} - F_{po} \quad (4.21)$$

- Minimální možný průřez spodní pásnice

$$S_{pDmin} = \frac{F_{pD}}{R_m} \quad (4.22)$$

- Napětí ve spodní pásnici s použitým průřezem.

$$\sigma_{pD} = \frac{F_{pD}}{S_{pD}} \quad (4.23)$$

- Součinitel rezervy horní pásnice při maximálním kladném ohybu křídla

$$\eta_{pDkl} = \frac{R_m}{\sigma_{pD}} > 1 \quad (4.24)$$

## Konstrukční návrh střední části trupu

Tabulka 4.4.3.6 Výsledky pevnostní kontroly spodní pásnice nosníku.

	Střed nosníku	Čtvrtina nosníku	Konec nosníku (bez závěsů)
Celková síla do pásnice	$F_p = 124565,63 \text{ N}$	$F_p = 179209,56 \text{ N}$	$F_p = 233853,48 \text{ N}$
Min. dovolený průřez	$S_{pHmin} = 265,03 \text{ mm}^2$	$S_{pHmin} = 381,30 \text{ mm}^2$	$S_{pHmin} = 497,56 \text{ mm}^2$
Použitý průřez	$S_{pH} = 510 \text{ mm}^2$	$S_{pH} = 510 \text{ mm}^2$	$S_{pH} = 510 \text{ mm}^2$
Napětí v pásnici	$\sigma_{pH} = 244,24 \text{ MPa}$	$\sigma_{pH} = 351,39 \text{ MPa}$	$\sigma_{pH} = 458,53 \text{ MPa}$
Součinitel rezervy	$\eta_{pH} = 1,92$	$\eta_{pH} = 1,34$	$\eta_{pH} = 1,03$

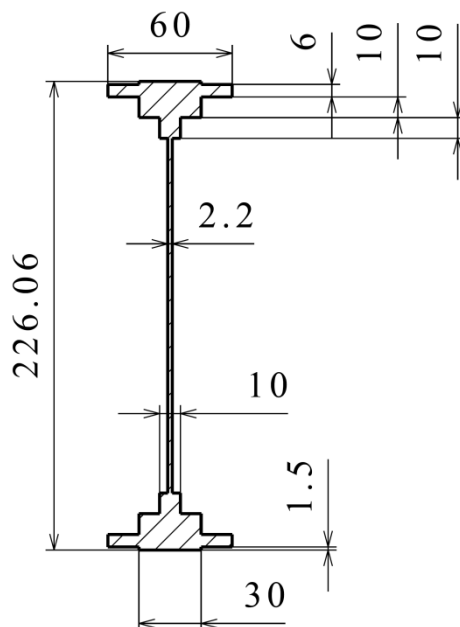
Z důvodu možného únavového poškození spodní pásnice je rozhodnuto, že příčné rozměry spodní pásnice budou stejné jako pásnice horní. Průřezová plocha horní i spodní pásnice bude tedy stejná  $S_{pH} = S_{pD} = 805 \text{ mm}^2$ . V tabulce 4.3.3.7 jsou uvedeny výsledné hodnoty napětí a součinitelů rezervy vypočítané podle vztahů 4.23 a 4.24.

Tabulka 4.4.3.7 Výsledky pevnostní kontroly spodní pásnice nosníku s výsledným průřezem.

	Střed nosníku	Čtvrtina nosníku	Konec nosníku (bez závěsů)
Použitý průřez	$S_{pH} = 805 \text{ mm}^2$	$S_{pH} = 805 \text{ mm}^2$	$S_{pH} = 805 \text{ mm}^2$
Napětí v pásnici	$\sigma_{pH} = 154,74 \text{ MPa}$	$\sigma_{pH} = 222,62 \text{ MPa}$	$\sigma_{pH} = 290,50 \text{ MPa}$
Součinitel rezervy	$\eta_{pH} = 3,04$	$\eta_{pH} = 2,11$	$\eta_{pH} = 1,62$

### 4.4.4 Výsledné příčné rozměry hlavního nosníku

Na obrázku 4.4.4.1 jsou uvedeny navrhnuté příčné rozměry hlavního nosníku centropřánu.



Obr. 4.4.4.1 Navrhované příčné rozměry hlavního nosníku.

### 4.4.5 Návrh a pevnostní kontrola závěsů hlavního nosníku

Závěsy hlavního nosníku jsou vyrobeny společně s nosníkem z jednoho kusu. Do duralových závěsů jsou nalisovány ocelové vložky. Rozměry závěsů jsou navrhovány především tak, aby bylo možné použít stávající vnější křídlo bez úprav jeho závěsů. V další případné modernizaci, kdy by bylo upravováno křídlo, by bylo vhodné použít na křídle také nosník vyráběný frézováním. Poté by bylo možné závěsy řešit efektivněji.

Rozmístění závěsů a velikost působících sil do závěsů je uveden v předchozí podkapitole 4.4.2 na obrázku 4.4.2.1 a v tabulce 4.4.2.1. Materiálové charakteristiky jsou uvedeny v tabulce 4.3.3.1. Podle předpisu FAR 23 v části 23.625 je uveden zvyšující součinitel bezpečnosti pro spoje  $f_s=1,15$  [9].

Výpočet je prováděn dle metodiky [8].

#### Použité vztahy ve výpočtu:

- Pevnostní kontrola na utržení oka

$$\sigma_{utr} = 1,2 \frac{R_{zap}}{S_1} \quad (4.25)$$

$$S_1 = 2 \cdot c \cdot t \quad (4.26)$$

$$\eta_{utr} = \frac{R_m}{\sigma_{utr} \cdot f_s} > 1 \quad (4.27)$$

- Pevnostní kontrola na vysmyknutí čepu a roztržení oka

$$\sigma_{vys} = \frac{R_{zap}}{S_2} \quad (4.28)$$

$$S_2 = d \cdot t \quad (4.29)$$

$$\eta_{vys} = \frac{R_m}{\sigma_{vys} \cdot f_s} > 1 \quad (4.30)$$

- Pevnostní kontrola na otláčení oka (čistý tlak)

$$\sigma_{otl} = \frac{R_{kl}}{S_2} \quad (4.31)$$

$$\sigma_{pkotl} \Rightarrow \text{viz tabulka 4.4}$$

$$\eta_{otl} = \frac{\sigma_{pkotl}}{\sigma_{otl} \cdot f_s} > 1 \quad (4.32)$$

- Pevnostní kontrola na utržení s ohledem na deformaci oka

$$\sigma_{utrD} = \frac{R_{zap}}{S_1} \quad (4.33)$$

$$S_1 = 2 \cdot c \cdot t \quad (4.34)$$

$$\sigma_{pkutrD} = 0,735 \cdot R_{p0,2} \cdot f_2 \cdot f_3 \cdot f_4 \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot \frac{1}{0,75} \quad (4.35)$$

$$\text{koeficienty } f_1, f_2, f_3, f_4, k_1, k_2 \Rightarrow \text{viz část 4.4 v metodice [8]}$$

$$\eta_{utrD} = \frac{\sigma_{pkutrD}}{\sigma_{utrD} \cdot f_s} > 1 \quad (4.36)$$

## Konstrukční návrh střední části trupu

- Pevnostní kontrola na vysmyknutí čepu a roztržení oka s ohledem na deformaci oka

$$\sigma_{vysD} = \frac{R_{zap}}{S_2} \quad (4.37)$$

$$S_2 = d \cdot t \quad (4.38)$$

$$\sigma_{pkvysD} = R_{p0,2} \cdot f_1 \cdot f_2 \cdot f_3 \cdot f_4 \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot \frac{1}{0,75} \quad (4.39)$$

$$\eta_{vysD} = \frac{\sigma_{pkvysD}}{\sigma_{vysD} \cdot f_s} > 1 \quad (4.40)$$

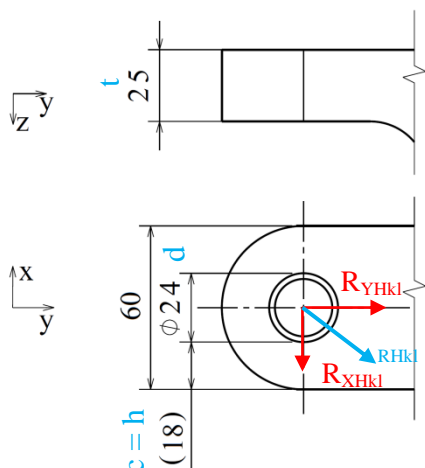
- Pevnostní kontrola na otláčení oka (čistý tlak) s ohledem na deformaci oka

$$\sigma_{otlD} = \frac{R_{kl}}{S_2} \quad (4.41)$$

$$\sigma_{pkotlD} = R_{p0,2} \cdot f_{1o} \cdot f_2 \cdot f_3 \cdot f_4 \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot \frac{1}{0,75} \quad (4.42)$$

$$\eta_{otlD} = \frac{\sigma_{pkotlD}}{\sigma_{otlD} \cdot f_s} > 1 \quad (4.43)$$

### a) Pevnostní kontrola horního závěsu.



Tabulka 4.4.5.1 Síly působící do horního závěsu [5].

Zatížení	
Max. kladný ohyb křídla <sup>1</sup>	Max. záporný ohyb křídla <sup>2</sup>
$R_{YHkl} = 243858,3 \text{ N}$	$R_{YHzap} = -97423,5 \text{ N}$
$R_{XHkl} = 1685,8 \text{ N}$	$R_{XHzap} = 1265,1 \text{ N}$
$R_{Hkl} = 243864,2 \text{ N}$	$R_{Hzap} = -97423,4 \text{ N}$

<sup>1</sup> Kladný poryv na křídlo při  $v_C$

<sup>2</sup> Záporný poryv na křídlo při  $v_C$

Obr. 4.4.5.1 Navrhované rozměry horního závěsu.

Výpočet byl proveden dle výše uvedených vztahů (4.25 až 4.43). Výsledky jsou uvedeny v tabulce 4.4.5.2.

Protože výsledná síla se vlivem síly ve směru x odchyluje od síly  $R_{YHKL}$  jen nepatrně (méně než  $1^\circ$ ), je toto vychýlení zanedbáno.

Tabulka 4.4.5.2 Výsledky pevnostní kontroly horního závěsu.

Utržení oka		
Vypočtené napětí	$\sigma_{utr}$	129,90 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{utr}$	3,15
Vysmeknutí čepu a roztržení oka		
Vypočtené napětí	$\sigma_{vys}$	162,37 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{vys}$	2,52

## Konstrukční návrh střední části trupu

Tabulka 4.4.5.2 - pokračování

## Otlačení oka

Vypočtené napětí	$\sigma_{otl}$	406,44 MPa
Dovolené napětí	$\sigma_{p_{k_{otl}}}$	1410 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{otl}$	3,02

### Utržení s ohledem na deformaci oka

Vypočtené napětí	$\sigma_{utrD}$	108,25 MPa
Dovolené napětí	$\sigma_{pkutrD}$	310,86 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{utrD}$	2,50

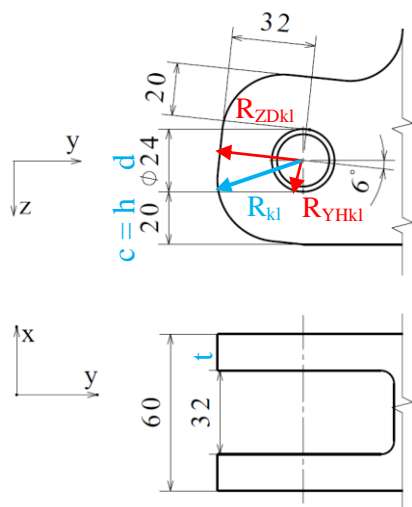
### Vysmyknutí čepu a roztržení oka s ohledem na deformaci oka

Vypočtené napětí	$\sigma_{vysD}$	162,37 MPa
Dovolené napětí	$\sigma_{pkvysD}$	410,25 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{vysD}$	2,20

## Otlačení oka s ohledem na deformaci oka

Vypočtené napětí	$\sigma_{otID}$	406,44 MPa
Dovolené napětí	$\sigma_{pkotID}$	609,02 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{otID}$	1,30

b) Pevnostní kontrola spodního závěsu



Obr. 4.4.5.2 Navrhované rozměry spodního závěsu.

Tabulka 4.4.5.3 Síly působící do  
spodního závěsu [5].

Zatížení	
Max. kladný ohyb křídla <sup>1</sup>	Max. záporný ohyb křídla <sup>2</sup>
R <sub>ZDkl</sub> =237278 N	-----
R <sub>XDkl</sub> =23806 N	-----
R <sub>Dkl</sub> =243864.2 N	-----

<sup>1</sup> Kladný poryv na křídlo při  $v_C$

<sup>2</sup> Záporný poryv na křídlo při  $v_C$ 

Výpočet byl proveden dle výše uvedených vztahů (4.25 až 4.43). Výsledky jsou uvedeny v tabulce 4.4.5.4.

- Úhel odklonu směru působení výsledné síly od síly  $R_{ZDKl}$

$$\beta_{R_{Dkl}} = \arctan\left(\frac{R_{YDkl}}{R_{ZDkl}}\right) \quad (4.44)$$

## Konstrukční návrh střední části trupu

Tabulka 4.4.5.4 Výsledky pevnostní kontroly spodního závěsu.

Směr působení výsledné síly $R_{ZDkl}$		
Úhel mezi silou $R_{ZDkl}$ a výslednicí	$\beta_{RDkl}$	5,7°
Utržení oka		
Vypočtené napětí	$\sigma_{utr}$	255,50 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{utr}$	1,60
Vysmeknutí čepu a roztržení oka		
Vypočtené napětí	$\sigma_{vys}$	354,86 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{vys}$	1,15
Utržení s ohledem na deformaci oka		
Vypočtené napětí	$\sigma_{utrD}$	212,92 MPa
Dovolené napětí	$\sigma_{pkutrD}$	310,86 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{utrD}$	1,27
Vysmeknutí čepu a roztržení oka s ohledem na deformaci oka		
Vypočtené napětí	$\sigma_{vysD}$	354,86 MPa
Dovolené napětí	$\sigma_{pkvysD}$	433,51 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{vysD}$	1,06

### 4.5. Návrh a pevnostní kontrola pomocného nosníku centroplánu

V této podkapitole je provedena volba způsobu výroby pomocného nosníku, návrh rozměrů nosníku, závěsů a pevnostní kontrola.

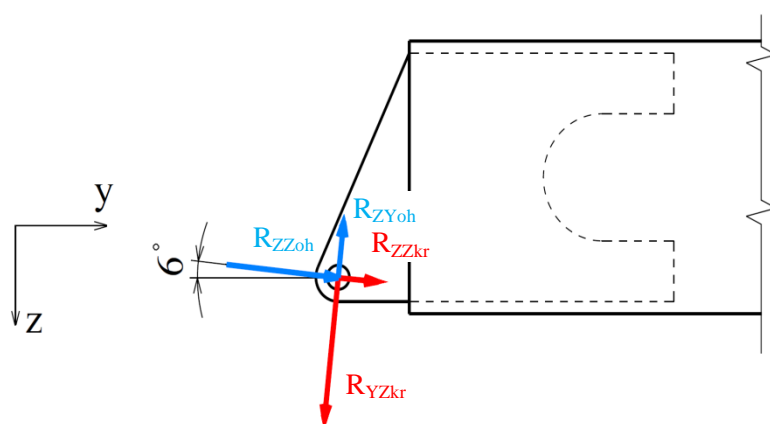
#### 4.5.1. Volba způsobu výroby pomocného nosníku centroplánu

Výhody a nevýhody uvažovaných výrobních technologií jsou uvedeny již v podkapitole 4.4.1 při zvažování technologie výroby hlavního nosníku.

Pomocný nosník je oproti hlavnímu nosníku zatížen relativně malou silou, proto bude pomocný nosník proveden s nýťovanou stojinou. Pásnice budou provedeny pomocí L- profilu. Určitou inspirací k tomuto kroku je i konstrukce letounu VUT 100, kde je pomocný nosník také proveden pomocí nýťované stojiny.

#### 4.5.2. Síly působící do závěsů hlavního nosníku

Výsledné síly do zadního závěsu jsou získány z výtahu z výpočtové zprávy [5]. Síly působí při rozhodujících případech zatížení. Zatížení je početní. Na obrázku 4.5.2.1 jsou znázorněny směry zatížení odpovídající případu záporného poryvu na křídlo při  $v_D$  a kladného manévru při  $v_A$ . V tabulce 4.5.2.1 jsou uvedeny síly do závěsů při těchto dvou rozhodujících případech zatížení.



Tabulka 4.5.2.1 Případy zatížení závěsů pomocného nosníku [5].

<b>Max. krut křídla<sup>1</sup></b>	$R_{YZkr} = 16536,2 \text{ N}$
	$R_{ZZkr} = 174 \text{ N}$
<b>Max. ohyb <math>M_T</math><sup>2</sup></b>	$R_{YZoh} = 2883,3 \text{ N}$
	$R_{ZZoh} = 14259,5 \text{ N}$

<sup>1</sup> Záporný poryv na křídlo při  $v_D$

<sup>2</sup> Kladný manévr při  $v_A$

Obr. 4.5.2.1 Směry zatížení uvedených v tabulce.

Uvedené síly jsou dále přepočítány do používané letadlové souřadnicové soustavy. Síly znázorněné na obrázku 4.5.2.1 působí do centroplánu od křídla, které má úhel vzepětí  $\psi = 6^\circ$ .

Použité vztahy:

$$F_{Cykr} = R_{ZZkr} \cdot \cos(\psi) - R_{YZkr} \cdot \sin(\psi) \quad (4.45)$$

$$F_{Czkr} = R_{ZZkr} \cdot \sin(\psi) + R_{YZkr} \cdot \cos(\psi) \quad (4.46)$$

$$F_{Cyoh} = R_{ZZoh} \cdot \cos(\psi) + R_{YZoh} \cdot \sin(\psi) \quad (4.47)$$

$$F_{Czoh} = R_{ZZoh} \cdot \sin(\psi) - R_{YZoh} \cdot \cos(\psi) \quad (4.48)$$

$$F_{Czoh} = R_{ZZoh} \cdot \sin(\psi) - R_{YZoh} \cdot \cos(\psi) \quad (4.49)$$

kde:

$R_{ZZkr}$  síla působící do závěsu při záporném poryvu při  $v_D$  viz obrázek 4.5.2.1 [N]

$R_{YZkr}$  síla působící do závěsu při záporném poryvu při  $v_D$  viz obrázek 4.5.2.1 [N]

$R_{ZZoh}$  síla působící do závěsu při kladném manévru při  $v_A$  [N]

$R_{YZoh}$  síla působící do závěsu při kladném manévru při  $v_A$  [N]

$\psi$  úhel vzepětí  $[\circ]$

Tabulka 4.5.2.2 Výsledné hodnoty sil působící do horního závěsu.

<b>Max. krut křídla<sup>1</sup></b>	$F_{Cykr} \text{ [N]}$	-1901,55
	$F_{Czkr} \text{ [N]}$	16463,8
<b>Max. ohyb <math>M_T</math><sup>2</sup></b>	$F_{Cyoh} \text{ [N]}$	14482,77
	$F_{Czoh} \text{ [N]}$	-1376,98

<sup>1</sup> Záporný poryv na křídlo při  $v_D$

<sup>2</sup> Kladný manévr při  $v_A$



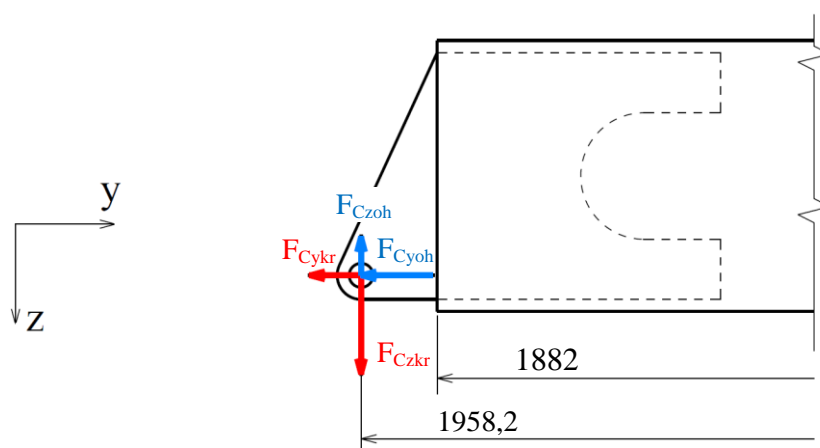
### 4.5.3. Návrh příčných rozměrů nosníku a pevnostní kontrola

Materiál použitý na výrobu stojiny a pásnic je uvažován 2024 T351. Jeho vlastnosti jsou uvedeny v tabulce 4.5.3.1.

Tabulka 4.5.3.1 Vlastnosti materiálu 2024 T351 [10].

Mez pevnosti v tahu	$R_m =$	469 N
Mez kluzu	$R_{p0,2} =$	324 N
Modul pružnosti v tahu	$E =$	73100 MPa
Modul pružnosti ve smyku	$G =$	28 GPa
Mez únavy (při 500 mil. cyklů)	$R_u =$	140 MPa
Mez pevnosti ve smyku	$R_{ms} =$	283 MPa

Na obrázku 4.5.3.1 je znázornění zatížení nosníku při rozhodujících případech zatížení uvedených v předchozí podkapitole.



Obr. 4.5.3.1 Zatížení pomocného nosníku.

#### a) Pevnostní kontrola stojiny pomocného nosníku:

Stojina nosníku je navrhována jako stabilní. Dále je uvedena tabulka s návrhovými hodnotami 4.5.3.2, použité vztahy pro pevnostní kontrolu stojiny a tabulka 4.5.3.3 s výsledky.

Pro stojinu je rozhodující zatížení při max. krutu křídla, tedy při případě záporného porvy na křídlo při rychlosti  $v_D$ . Působící posouvající síla  $T_z = F_{Czkr} = 16463,8 \text{ N}$ .

Tabulka 4.5.3.2 Vstupní návrhové hodnoty do výpočtu stojiny pomocného nosníku.

Efektivní výška nosníku	$h_e =$	114,13 mm
Tloušťka stojiny	$t_{s1} =$	1,7 mm
Koeficient stability desky (tab. 3.2) [9]	$k_\tau =$	5,4

Pro výpočet byly použity stejné vztahy (4.10 až 4.13) jako při pevnostní kontrole hlavního nosníku v podkapitole 4.4.3. Výsledek pevnostní kontroly stojiny pomocného nosníku je uveden v tabulce 4.5.3.3.

## Konstrukční návrh střední části trupu

Tabulka 4.5.3.3 Výsledky pevnostní kontroly stojiny pomocného nosníku.

Smykový tok v navrhované stojině	$q_v = 144,26 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$
Smykové napětí v navrhované stojině	$\tau_c = 84,86 \text{ MPa}$
Kritické napětí ve stojině (zvlnění)	$\tau_{krs} = 87,47 \text{ MPa}$
Součinitel rezervy	$\eta_s = 1,03$

### b) Pevnostní kontrola horní pásnice pomocného nosníku:

Rozhodující zatížení pro horní pásnici je zatížení při max. krutu křídla, tedy při případě záporného poryvu při  $v_D$ . Při tomto případě zatížení je horní pásnice namáhána tahem.

- Celková síla do pásnice

$$F_{pHpom} = \frac{F_{Czkr} \cdot ly}{he_{pom}} \quad (4.50)$$

Dále je použita stejná metodika výpočtu (vztahy 4.22 až 4.24) jako při výpočtu spodní pásnice hlavního nosníku v podkapitole 4.4.3. Výsledek pevnostní kontroly horní pásnice pomocného nosníku je uveden v tabulce 4.5.3.4.

Tabulka 4.5.3.4 Výsledky pevnostní kontroly horní pásnice pomocného nosníku.

	Střed nosníku	Čtvrtina nosníku	Konec nosníku (bez závěsů)
Celková síla do pásnice	$F_p = 141244,82 \text{ N}$	$F_p = 73370,56 \text{ N}$	$F_p = 5496,30 \text{ N}$
Min. dovolený průřez	$S_{pHmin} = 301,16 \text{ mm}^2$	$S_{pHmin} = 156,44 \text{ mm}^2$	$S_{pHmin} = 11,72 \text{ mm}^2$
Použitý průřez	$S_{pH} = 366 \text{ mm}^2$		
Napětí v pásnici	$\sigma_{pH} = 385,91 \text{ MPa}$	$\sigma_{pH} = 200,47 \text{ MPa}$	$\sigma_{pH} = 15,02 \text{ MPa}$
Součinitel rezervy	$\eta_{pH} = 1,22$	$\eta_{pH} = 2,34$	$\eta_{pH} = 31,23$

### c) Pevnostní kontrola spodní pásnice pomocného nosníku:

Rozhodující zatížení pro spodní pásnici je zatížení při max. krutu křídla, tedy při případě záporného poryvu při  $v_D$ . Při tomto případě zatížení je horní pásnice namáhána tlakem. Výsledek pevnostní kontroly spodní pásnice pomocného nosníku je uveden v tabulce 4.5.3.5.

- Celková síla do pásnice

$$F_{pDpom} = \frac{F_{Czkr} \cdot ly}{he_{pom}} + F_{Cykr} \quad (4.51)$$

Tabulka 4.5.3.5 Výsledky pevnostní kontroly spodní pásnice pomocného nosníku centroplánu.

	Střed nosníku	Čtvrtina nosníku	Konec nosníku (bez závěsů)
Celková síla do pásnice	$F_p = 139343,27 \text{ N}$	$F_p = 71469,01 \text{ N}$	$F_p = 3594,75 \text{ N}$
Dovolené napětí v tlaku [X]	$\sigma_{pHklkr} = 250 \text{ MPa}$		
Min. dovolený průřez	$S_{pHmin} = 557,37 \text{ mm}^2$	$S_{pHmin} = 285,88 \text{ mm}^2$	$S_{pHmin} = 14,38 \text{ mm}^2$
Použitý průřez	$S_{pH} = 544,2 \text{ mm}^2$		
Napětí v pásnici	$\sigma_{pH} = 256,05 \text{ MPa}$	$\sigma_{pH} = 131,33 \text{ MPa}$	$\sigma_{pH} = 6,61 \text{ MPa}$
Součinitel rezervy	$\eta_{pH} = 0,98$	$\eta_{pH} = 1,90$	$\eta_{pH} = 37,85$

## Konstrukční návrh střední části trupu

Při výpočtu byla použita stejná metodika výpočtu (vztahy 4.18 až 4.20) jako při výpočtu horní pásnice hlavního nosníku v podkapitole 4.4.3.

Součinitel rezervy pro stabilitu spodní pásnice v tlaku vyšla menší než 1. Tato hodnota se však dá akceptovat, protože zatížení do pásnice může částečně přenášet i ohnutá stojina, viz obrázek 4.5.4.1.

### d) Pevnostní kontrola nýtového spoje pásnice- stojina pomocného nosníku:

Spoj pásnice-stojina bude proveden jednostřížným nýtovým spojením s nýty v řadě. Výpočet je proveden dle metodiky tabulky 4.1 [8]. Dále jsou uvedeny vztahy pro výpočet a tabulka 4.4.3.7 s výsledky.

Tabulka 4.5.3.6 Vstupní návrhové hodnoty do výpočtu nýtového spoje pásnice- stojina pomocného nosníku centroplánu.

Rozteč nýtů	$t_{nyt} = 22 \text{ mm}$
Smykový tok ve stojině (viz tabulka 4.4.3.3)	$q_v = 144,26 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$

- Síla na jeden nýt

$$F_{nyt} = q_v \cdot t_{nyt} \quad (4.52)$$

- Součinitel rezervy

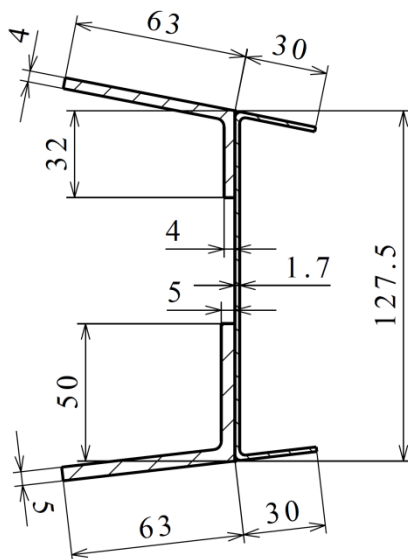
$$\eta_{nyt} = \frac{F_{nytmax_{tab}}}{F_{nyt}} \quad (4.53)$$

Tabulka 4.5.3.7 Výsledky pevnostní kontroly nýtového spoje pásnice- stojina pomocného nosníku centroplánu.

Síla na jeden nýt	$F_{nyt} = 3173,72 \text{ N}$
Zvolený průměr nýtu (viz tabulka 4.1 v metodice [8])	$d_{nyt} = 4 \text{ mm}$
Únosnost nýtu zvoleného průměru (viz tabulka 4.1 v metodice [8])	$F_{nytmax_{tab}} = 3236 \text{ N}$
Součinitel rezervy	$\eta_{nyt} = 1,02$

### 4.5.4 Výsledné příčné rozměry pomocného nosníku

Na obrázku 4.5.4.1 jsou uvedeny navrhnuté příčné rozměry pomocného nosníku centroplánu.



Obr. 4.5.4.1 Navrhované příčné rozměry pomocného nosníku centroplánu.

### 4.5.5 Návrh a pevnostní kontrola závěsu pomocného nosníku

Závěs pomocného nosníku centroplánu je vyroben frézováním z oceli L-CM 3.7. Některé rozměry závěsu jsou navrhovány především tak, aby bylo možné použít stávající vnější křídlo bez úprav jeho závěsů.

Velikost působících sil do závěsu pomocného nosníku je uveden v předchozí podkapitole 4.5.2 na obrázku 4.5.2.1 a v tabulce 4.5.2.1. Materiálové charakteristiky jsou uvedeny v následující tabulce 4.5.5.1. Podle předpisu FAR 23 v části 23.625 je uveden zvyšující součinitel bezpečnosti pro spoje  $f_s=1,15$  [9].

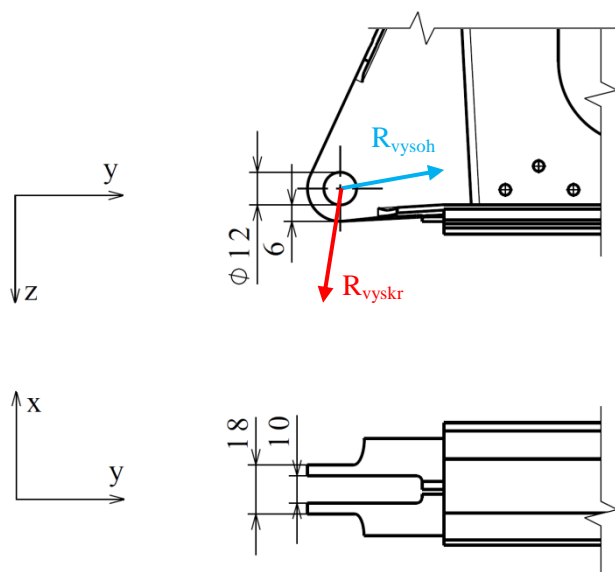
Výpočet je prováděn dle metodiky [8]. Ve výpočtu jsou použity vztahy 4.25 až 4.43 z kapitoly 4.3.5.

Tabulka 4.5.5.1 Charakteristiky materiálu L-CM 3.7 [8].

Mez pevnosti v tahu	$R_m=$	880 MPa
Mez kluzu	$R_{p0,2}=$	690 MPa
Modul pružnosti v tahu	$E=$	210000 MPa
Modul pružnosti ve smyku	$G=$	80 GPa

## Konstrukční návrh střední části trupu

### a) Výpočet oka



Tabulka 4.5.5.2 Síla působící do závěsu pomocného nosníku [5].

Zatížení	
Max. krut křídla <sup>1</sup>	Max. ohyb $M_T$ <sup>2</sup>
$R_{vyskr}=16537,1 \text{ N}$	$R_{vysoh}=14548,1 \text{ N}$

<sup>1</sup> Záporný poryv na křídlo při  $v_D$

<sup>2</sup> Kladný manévru při  $v_A$

Obr. 4.5.5.1 Síla působící při rozhodujícím zatížení do pomocného nosníku.

- Úhel odklonu směru působení výsledné síly  $R_{vyskr}$  od osy z

$$\beta_{vyskr} = 6 - \arctan\left(\frac{R_{YZkr}}{R_{ZZkr}}\right) \quad (4.54)$$

- Úhel odklonu směru působení výsledné síly  $R_{vysoh}$  od osy y

$$\beta_{vysoh} = \arctan\left(\frac{R_{YZoh}}{R_{ZDkl}}\right) - 6 \quad (4.55)$$

Tabulka 4.5.5.3 Výsledky pevnostní kontroly závěsu pomocného nosníku.

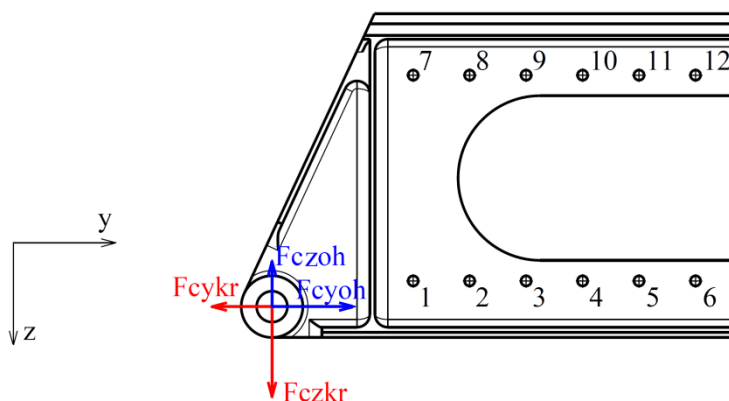
Směr působení výsledné síly $R_{vyskr}$ (případ záporného poryvu při $v_D$ )		
Úhel mezi silou $R_{vyskr}$ a osou z	$\beta_{vyskr}$	5,39°
Směr působení výsledné síly $R_{vysoh}$ (případ kladného manévru při $v_A$ )		
Úhel mezi silou $R_{vysoh}$ a osou y	$\beta_{vysoh}$	5,43°
Utržení oka (působením síly $R_{vyskr}$ )		
Vypočtené napětí	$\sigma_{utr}$	413,43 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{utr}$	1,85
Vysmeknutí čepu a roztržení oka (působením síly $R_{vyskr}$ )		
Vypočtené napětí	$\sigma_{vys}$	344,52 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{vys}$	2,22
Otláčení oka (působením síly $R_{vysoh}$ )		
Vypočtené napětí	$\sigma_{otl}$	301,72 MPa
Dovolené napětí	$\sigma_{pkotl}$	2200 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{otl}$	6,34

Tabulka 4.5.5.3– pokračování.

Utržení s ohledem na deformaci oka (působením síly $R_{vyskr}$ )		
Vypočtené napětí	$\sigma_{utrD}$	344,52 MPa
Dovolené napětí	$\sigma_{pkutrD}$	852,01 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{utrD}$	2,15
Vysmyknutí čepu a roztržení oka s ohledem na deformaci oka (působením síly $R_{vyskr}$ )		
Vypočtené napětí	$\sigma_{vysD}$	344,52 MPa
Dovolené napětí	$\sigma_{pkvysD}$	846,22 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{vysD}$	2,13
Otláčení oka s ohledem na deformaci oka (působením síly $R_{vysoh}$ )		
Vypočtené napětí	$\sigma_{otlD}$	301,72 MPa
Dovolené napětí	$\sigma_{pkotlD}$	1178,75 MPa
Koeficient bezpečnosti	$\eta_{otlD}$	3,40

### b) Uchycení závěsu k nosníku

Ocelový závěs je k pomocnému nosníku uchycen pomocí nýtové řady, která pokračuje od uchycení pásnice a stojiny, viz obrázek 4.5.5.2. Dále jsou vypočítány síly na jednotlivé nýty a pomocí tabulky 4.1 v metodice [8] je provedena pevnostní kontrola. Zatížení v osách letadlové souřadné soustavy je uvedeno v předchozí podkapitole 4.5.2. Výsledky pevnostní kontroly uchycení závěsu k pomocnému nosníku jsou v tabulce 4.5.5.5.



Obr. 4.5.5.2 Vyobrazení závěsu, působících sil a označení jednotlivých nýtů.

Použité vztahy:

- Rozdělení sil v poměru smykových tuhostí spoje, zatížení ve směru zatěžující síly

$$F_{yi_l} = F_y \cdot \frac{(G \cdot S)_i}{\sum (G \cdot S)_i} ; F_{zi_l} = F_z \cdot \frac{(G \cdot S)_i}{\sum (G \cdot S)_i} \quad (4.56)$$

- Poloha středu smykové tuhosti celého nýtového spoje

$$y_{ct} = \frac{\sum (G \cdot S)_i \cdot x_i}{\sum (G \cdot S)_i} ; z_{ct} = \frac{\sum (G \cdot S)_i \cdot z_i}{\sum (G \cdot S)_i} \quad (4.57)$$

## Konstrukční návrh střední části trupu

- Vzdálenost jednoho nýtu od středu smykové tuhosti celého spoje

$$r_i = \sqrt{(y_i - y_{ct})^2 + (z_i - z_{ct})^2} \quad (4.58)$$

- Rozdělení sil v poměru smykových tuhostí spoje, zatížení od natočení závěsu vlivem excentrického působení zatěžující síly

$$F_{yiII} = F_y \cdot y_{ct} \cdot \frac{(G \cdot S)_i \cdot r_i}{\sum (G \cdot S)_i \cdot r_i^2} ; F_{ziII} = F_z \cdot y_{ct} \cdot \frac{(G \cdot S)_i \cdot r_i}{\sum (G \cdot S)_i \cdot r_i^2} \quad (4.59)$$

- Výsledné působení zatížení na nýt

$$F_{yi} = F_{yiI} + F_{yiII} ; F_{zi} = F_{ziI} + F_{ziII} \quad (4.60)$$

$$F_{ni} = \sqrt{F_{yi}^2 + F_{zi}^2} \quad (4.61)$$

- Součinitel rezervy

$$\eta_{ni} = \frac{F_u}{F_{ni}} \quad (4.62)$$

kde:

- G - modul pružnosti ve smyku [MPa]
- S - průřez nýtu [mm]
- $x_i, z_i$  - poloha nýtu vůči místu působení zatížení (oko závěsu) [mm]
- $F_y, F_z$  - zatěžující síly [N]

Tabulka 4.5.5.4 Parametry použitého nýtu [8].

<b>Materiál nýtu</b>	Dural, G=27000 MPa
<b>Průměr nýtu</b>	$\varnothing_{dn} = 4$ mm
<b>Únosnost nýtu viz tabulka 4.1 [X]</b>	$F_u = 5276,3$ N

Tabulka 4.5.5.5 Výsledky pevnostní kontroly jednotlivých nýtů.

Označení nýtu	Poloha nýtu		Případ při záporném poryvu na křídlo při $v_D$ ( $F_{Cikr}$ )		Případ při kladném manévru při $v_A$ ( $F_{Cioh}$ )	
	y [mm]	z [mm]	Výsledná síla na nýt $F_n$ [N]	Součinitel rezervy $\eta_n$ [-]	Výsledná síla na nýt [N]	Součinitel rezervy [-]
1	55	-10	2063,7	2,56	2575,2	2,05
2	77	-10	1261,5	4,18	2248,3	2,35
3	99	-10	755,8	6,98	2039,0	2,59
4	121	-10	755,8	6,98	2039,0	2,59
5	143	-10	1261,5	4,18	2248,3	2,35
6	165	-10	2063,7	2,56	2575,2	2,05
7	55	-90	2063,7	2,56	2575,2	2,05
8	77	-90	1261,5	4,18	2248,3	2,35
9	99	-90	755,8	6,98	2039,0	2,59
10	121	-90	755,8	6,98	2039,0	2,59
11	143	-90	1261,5	4,18	2248,3	2,35
12	165	-90	2063,7	2,56	2575,2	2,05

### 5 Hmotový rozbor

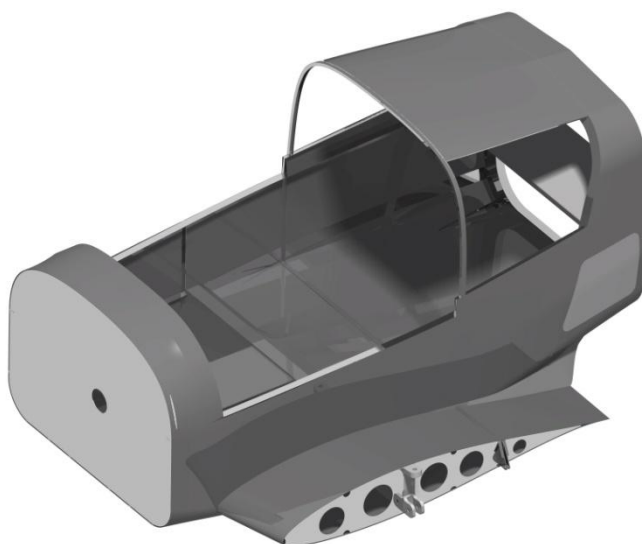
Tato kapitola pojednává o odhadu hmotnosti nově navrhovaného řešení. Dále je zde proveden výpočet centrází letounu s navrhovanou poloskořepinovou střední částí trupu.

#### 5.1 Hmotnost navrhovaného řešení střední části trupu

V této podkapitole je proveden odhad hmotnosti navrhovaného řešení střední části trupu a také je zde provedeno porovnání se současným řešením. Jsou zde také uvedeny návrhy možného využití ušetřené hmotnosti díky nové konstrukci.

##### 5.1.1 Odhad hmotnosti navrhovaného řešení střední části trupu a porovnání se současným řešením

Hmotnostní odhad byl proveden pomocí software Catia V5. Vizualizace vytvořeného modelu je na obrázku 5.1.1.1. V tabulce 5.1.1.1 je provedeno porovnání navrhovaného řešení s řešením současným. U navrhovaného řešení poloskořepiny byl brán v úvahu fakt, že CAD model neobsahuje všechny náležitosti (např. spojovací materiál, úchyty řízení atd.), proto byla hmotnost získaná z CAD modelu navýšena o 25%.



Obr. 5.1.1.1 Pohled na vytvořený 3D model.

Tabulka 5.1.1.1 Porovnání hmotností současného řešení a odhadu hmotnosti navrhovaného řešení.

Současné řešení [12]		Navrhované řešení	
Položka	Hmotnost [kg]	Položka	Hmotnost [kg]
Kostra trupu	61,5	Hlavní nosník	16,3
Přivařené části	9	Pomocný nosník	8,4
Skořepina	23,25	Zbytek konstrukce	91,4
Karoserie vnější	35,4		
Karoserie vnitřní	27,7		
Kryt kabiny pevný	10,62		
<b>Součet hmotností</b>	<b>167,47</b>	<b>Součet hmotností</b>	<b>116,1</b>

Podle předešlé tabulky 5.1.1.1 je předpokládána úspora hmotnosti po zaokrouhlení 51 kg.



# Hmotový rozbor

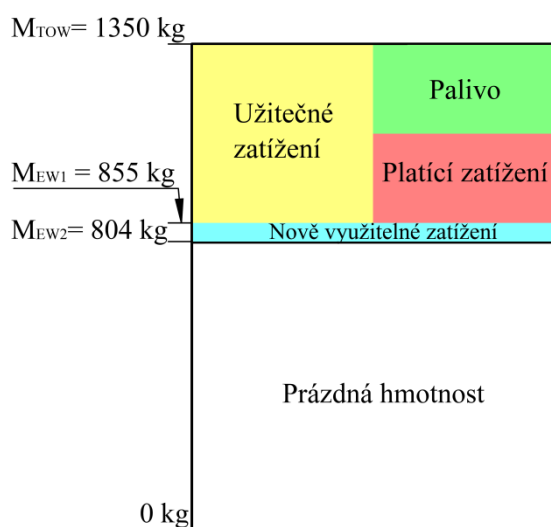
## 5.1.2 Využití uspořené hmotnosti

Předpokládaná uspořená prázdná hmotnost 51 kg zvyšuje velikost užitečného zatížení, které je možno naložit do letounu viz graf 5.1.2.1. Pokud by se zachovalo maximální platící zatížení, bylo by možné využít uspořenou hmotnost pro natankování více paliva při maximální obsazenosti a tím zvětšit dolet a vytrvalost letounu. Toto je schematicky znázorněno na grafu 5.1.2.2. V další fázi modernizace, kde by proběhla rekonstrukce křidel, by zde byla možnost zvětšit palivové nádrže.

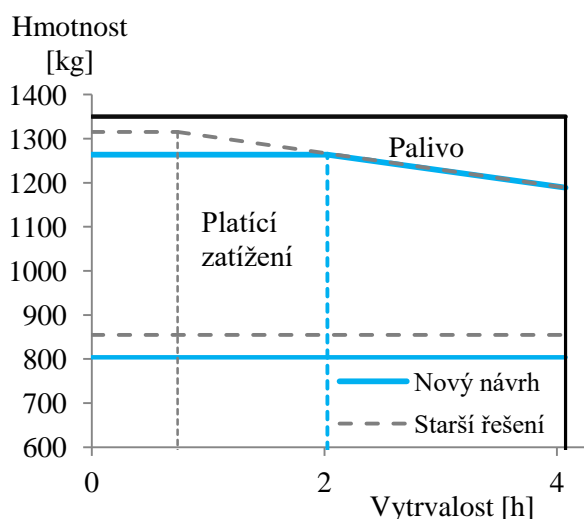
Podle technické specifikace letounu [1] je jeho současná prázdná hmotnost 855 kg. Prázdná hmotnost s použitím navrhované střední části trupu bude tedy 804 kg. Kategorie Utility nemá oproti kategorii Normal zabudovaná zadní sedadla a pásy o hmotnosti 17 kg. V tabulce 5.1.2.1 je provedeno porovnání nového se současným řešením. Hmotnosti a použitelné množství paliva je převzato z technické specifikace [1]. Jako platící zatížení byli u kategorie Normal uvažováni 2 piloti a 2 pasažéři, každý s hmotností 100 kg, a zavazadla o hmotnosti 60 kg. Pro kategorii Utility byli jako maximální platící zatížení uvažováni 2 piloti o hmotnosti jednoho 100 kg a zavazadla 60kg.

Tabulka 5.1.2.1 Hmotnosti a množství paliva.

Kategorie	Současné řešení střední části trupu		Nové řešení střední části trupu	
	Normal	Utility	Normal	Utility
Maximální vzletová hmotnost $m_{TOW}$ [kg]	1350	1080	1350	1080
Prázdná hmotnost $m_{OEW}$ [kg]	855	838	804	787
Použitelné množství paliva [l]	216	116	216	116
Maximální uvažované platící zatížení [kg]	460	260	460	260
Maximální množství paliva při max. platícím zatížení [l]	40,6	váha bez paliva přes limit	111,4	39,83



Graf 5.1.2.1 Využitelnost užitečného zatížení.



Graf 5.1.2.2 Ilustrace závislosti platícího zatížení na vytrvalosti.

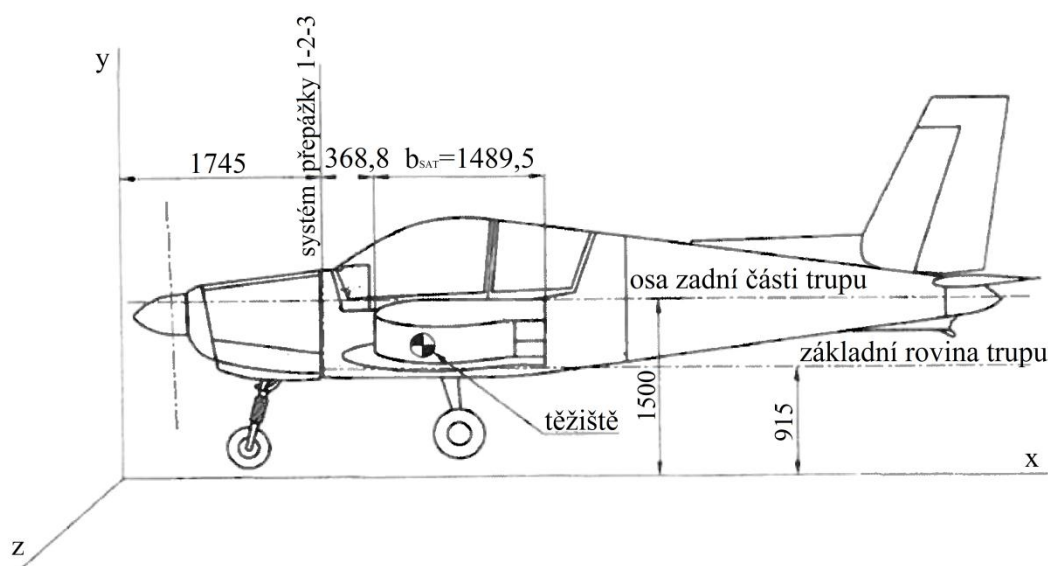
Při maximálním platícím zatížení (tedy při maximální obsazenosti) by bylo možné natančovat právě o 51kg paliva více, než u současného řešení. Při uvažování hustoty paliva  $0,72 \text{ kg} \cdot \text{dm}^{-3}$  se jedná přibližně o 70,8 l paliva více u kategorie Normal. Například technická specifikace [1] uvádí spotřebu při režimu otáčkách motoru  $2200 \text{ min}^{-1}$   $55 \text{ l} \cdot \text{hod}^{-1}$ . Při uvažování této konstantní spotřeby by se zvýšila vytrvalost v tomto režimu přibližně o 1,3 hodiny.

### 5.2 Výpočet centrží s navrhovanou střední částí trupu

V této podkapitole je proveden výpočet centrže prázdného letounu s navrhovaným řešením střední části trupu. Poté je proveden výpočet centrží pro různé konfigurace letounu. Je vypracována obálka hmotností a centrží letounu. Ve výpočtu jsou uvažovány 2 kategorie, a to Normal a Utility. Kategorie Utility je určena pouze pro 2 piloty a oproti kategorii Normal postrádá zadní sedačky a pásy.

#### 5.2.1 Používaná souřadná soustava při výpočtu centrží

Na obrázku 5.2.1.1 je zobrazena souřadná soustava, která je použita pro výpočet centrží.



Obr. 5.2.1.1 Souřadná soustava použitá při výpočtu centrží [5].

#### 5.2.2 Výpočet centrže prázdného letounu

Výpočet centrže je založen na následujících vztazích:

- Poloha těžiště od počátku

$$x_T = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} \quad (5.1)$$

- Poloha těžiště vůči střední aerodynamické těživě

$$\%c_{SAT} = 100 \cdot \frac{x_T - x_{SAT}}{c_{SAT}} \quad (5.2)$$

## Hmotový rozbor

kde:

$m_i$	- hmotnost určité části [kg]
$x_{Ti}$	- poloha těžiště určité části vůči použité souřadné soustavě [m]
$x_T$	- poloha těžiště letounu vůči použité souřadné soustavě [m]
$c_{SAT}$	- střední aerodynamická tětíva [m]
$x_{SAT}$	- poloha počátku $c_{SAT}$ vůči souřadné soustavě [m]
$\%c_{SAT}$	- poloha těžiště letounu vůči poloze $c_{SAT}$ vyjádřená v procentech délky $c_{SAT}$ [%]

Tabulka hmotností jednotlivých částí a vypočtených hodnot je z důvodu obsáhlosti umístěna v přílohách jako příloha B.

Výsledek pro prázdný letoun a kategorii letounu Normal je  $\%c_{SAT} = 13,23\%$ . Současný letoun má však prázdný centráž  $\%c_{SAT} = 19,8 \pm 1 \% c_{SAT}$  [1]. Protože základ návrhu nové střední části trupu spočívá v zaměnitelnosti se současným řešením, je vhodné centráž prázdného letounu s novou střední částí upravit, protože by byl následný problém s centrážemi letounu s naloženým užitečným zatížením. Jako vhodná možnost se jeví přemístění baterie, která je nyní umístěna na protipožární přepážce, na konec střední části trupu, tedy za zadní sedadla. Tato změna se již provádí u letounů Z 242, kdy díky bohatému přístrojovému vybavení je u některých strojů nutné také upravit polohu těžiště. Přemístění baterie bylo tedy již dříve realizováno. Po přemístění baterie již vychází centráž pro prázdný letoun v kategorii Normal  $\%c_{SAT} = 19,17 \%$ . Výsledky a porovnání je uvedeno v tabulce 5.2.2.1.

Tabulka 5.2.2.1 Centráže prázdného letounu.

Kategorie	Současné řešení střední části trupu [5]		Nové řešení střední části trupu	
	Normal	Utility	Normal	Utility
Poloha těžiště $x_T$ [m]	2,410	2,385	2,402	2,376
Centráž letounu $c_{SAT}$ [%]	19,8	18,2	19,17	17,42

### 5.2.3 Výpočet centráží

V tabulce 5.2.3.1 jsou uvedeny proměnné hmoty, tedy užitečné zatížení. Přední sedadla mají možnost nastavení posunem v ose x, proto jsou pro přední sedadla uvedeny hodnoty v přední a zadní poloze.

Tabulka 5.2.3.1 Varianty užitečného zatížení letounu pro kategorii normal [5].

Položka užitečného zatížení		Hmotnost $m_i$ [kg]	Poloha $x_{Ti}$ [m]
1 pilot	Lehký pilot vpředu	60	2,686
	Lehký pilot vzadu	60	2,776
	Těžký pilot vpředu	100	2,651
	Těžký pilot vzadu	100	2,741
2 piloti	Lehcí piloti vpředu	120	2,686
	Lehcí piloti vzadu	120	2,776
	Těžcí piloti vpředu	200	2,651
	Těžcí piloti vzadu	200	2,741
1 pasažér	Lehký pasažér	60	3,518
	Těžký pasažér	100	3,518

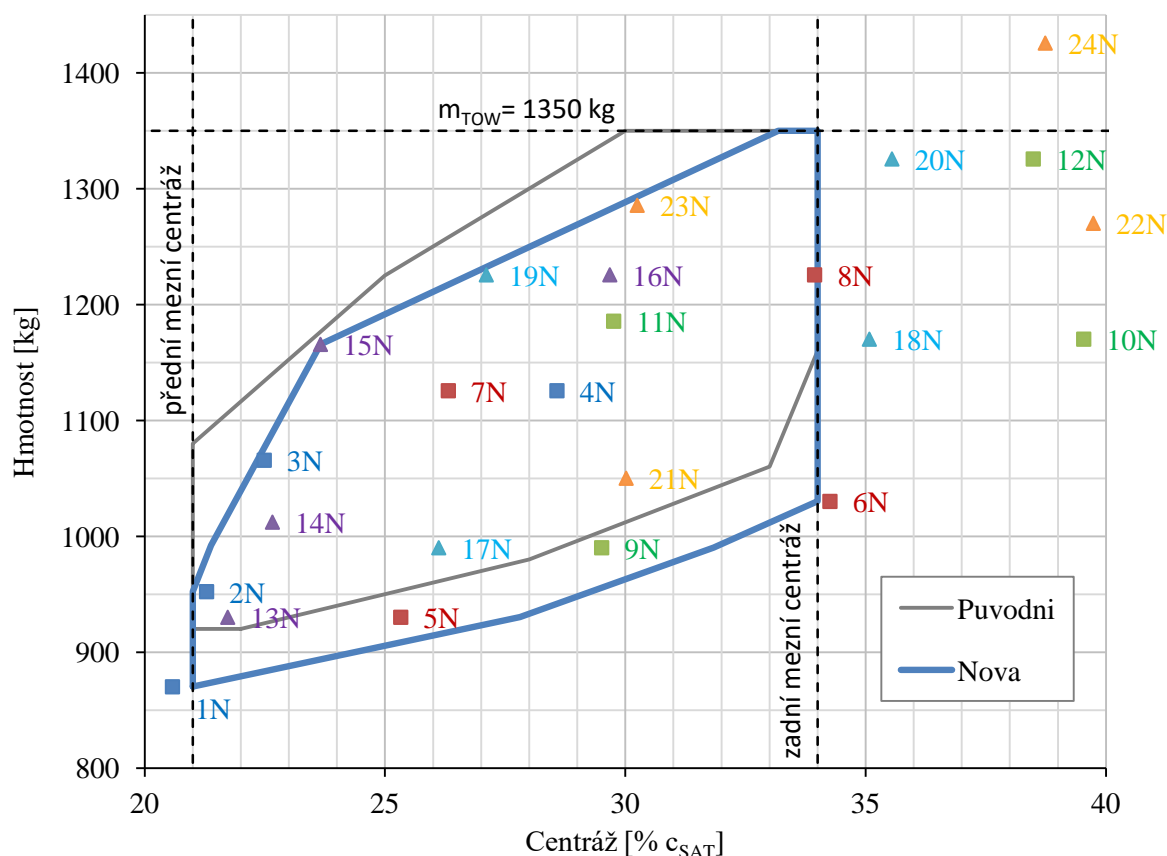
## Hmotový rozbor

Tabulka 5.2.3.1- pokračování.

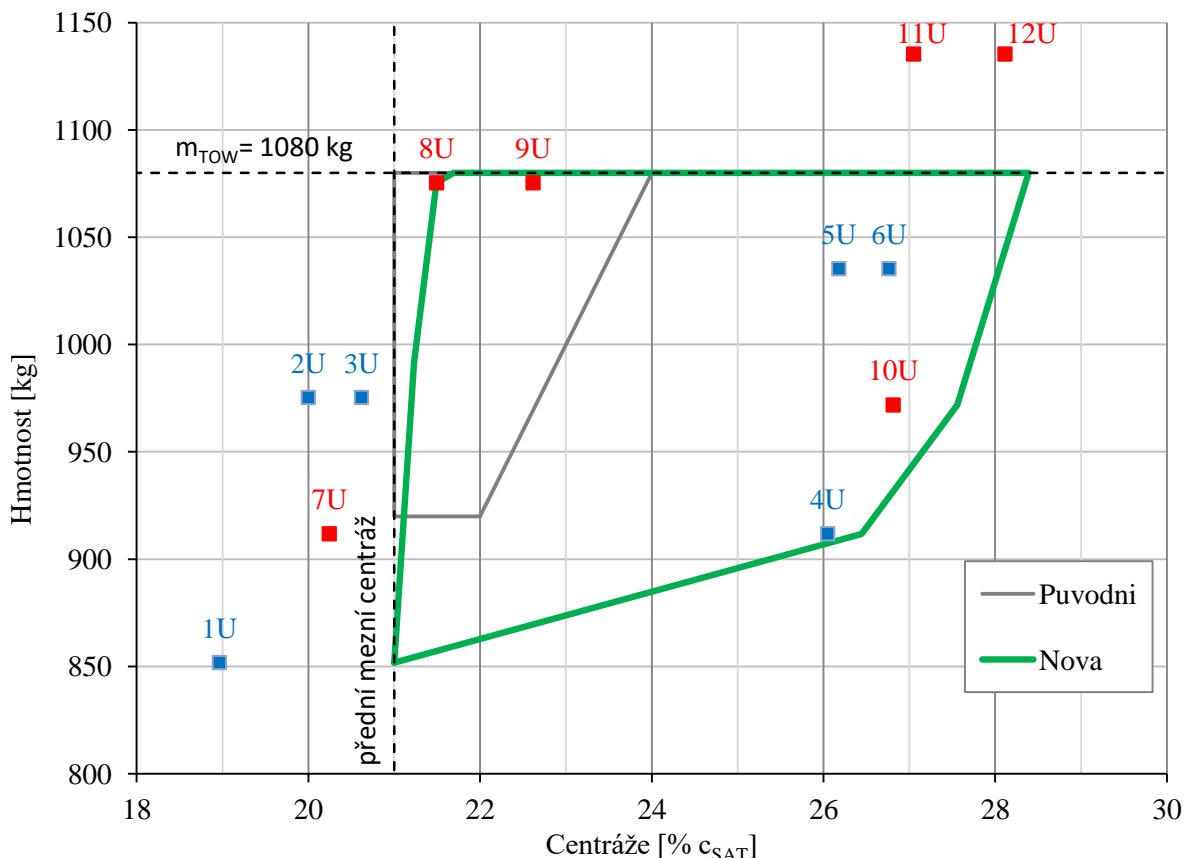
<b>2 pasažéri</b>	Lehčí pasažéri	120	3,518
	Těžčí pasažéri	200	3,518
<b>Zavazadla</b>	Maximální množství	60	4,000
<b>Palivo</b>	Hlavní palivová nádrž- 2·61 l	87,8	2,484
	Přídavná palivová nádrž- 2·51 l (pouze Normal)	73,4	2,664
	Nevyčerpatelné množství paliva v hlavní nádrži- 6 l (Utility)	4,3	2,484
	Nevyčerpatelné množství paliva v obou nádržích- 8 l (Normal)	5,8	2,570

Jak již bylo zmíněno v podkapitole 5.1.2, varianta letounu v kategorii Utility je určena pouze pro 2 piloty a také nemá přídavné nádrže. Proto uvažované kombinace užitečného zatížení pro letoun v kategorii Utility postrádají pasažéry a palivo v přídavné palivové nádrži.

K výpočtu centrází bylo použito vztahů 5.1 a 5.2. V následujícím grafu 5.2.3.1 je uvedena hmotová obálka letounu s navrhovanou střední částí trupu (poloskořepinou) kategorie Normal, graf 5.2.3.2 pak ukazuje obálku letounu kategorie Utility. V grafech je zobrazena také původní hmotová obálka originálního letounu Z 143 LSi. V grafech jsou vyznačeny některé významné konfigurace (značení 1N až 24N a 1U až 12U), jejichž popis je pro svoji velikost uveden v příloze C. V příloze C je také uvedena tabulka všech uvažovaných konfigurací užitečného zatížení s jejich centrážemi pro kategorie Normal i Utility.



Graf 5.2.3.1 Obálka hmotností a centrází letounu s navrhovanou střední částí trupu kategorie Normal.



Graf 5.2.3.2 Obálka hmotností a centrází letounu s navrhovanou střední částí trupu kategorie Utility.

Protože při rekonstrukci trupu na poloskořepinu se počítá se zaměnitelností se současnou příhradovou konstrukcí střední části trupu, nejsou uvažovány konstrukční zásahy na úpravu centrází (např. posun křídla). Proto jsou mezní centráže převzaty ze současného letounu Z-143 LSi. Přední mezní centráž je tedy 21%  $c_{SAT}$  a zadní mezní centráž je 34%  $c_{SAT}$  [1].

V kategorii normal se jako problematické jeví obsazenost s těžkými pasažéry (2x100 kg) a plně naloženými zavazadly (v grafu 5.2.3.1 jsou tyto body označeny jako 10N, 12N, 18N, 20N, 22N, 24N), kdy při tomto obsazení je obvykle centráž za zadní hranici. Podobné omezení má však již současný letoun Z 143 LSi, takže nově vypočtené centráže jsou vyhovující.

Pro kategorii Utility je problematické zůstat s centrází v hmotnostní obálce pro konfigurace s jedním pilotem bez zavazadel (1U až 3U) a pro 2 lehké piloty v prázdném letounu (7U), kdy je centráž před přední mezní hranicí. Pro konfiguraci s plným platicím zatížením (2 těžcí piloti + zavazadla) pak i přes ušetřenou hmotnost novou konstrukcí střední části trupu není možné natankovat plnou hlavní nádrž pro dodržení maximální vzletové hmotnosti (viz také podkapitola 5.1.2). Možným řešením centrází přesahující přední limit by bylo například posunout dále baterii do ocasní části trupu a tím posunout celé těžiště dozadu.

### 6 Přistávací zařízení

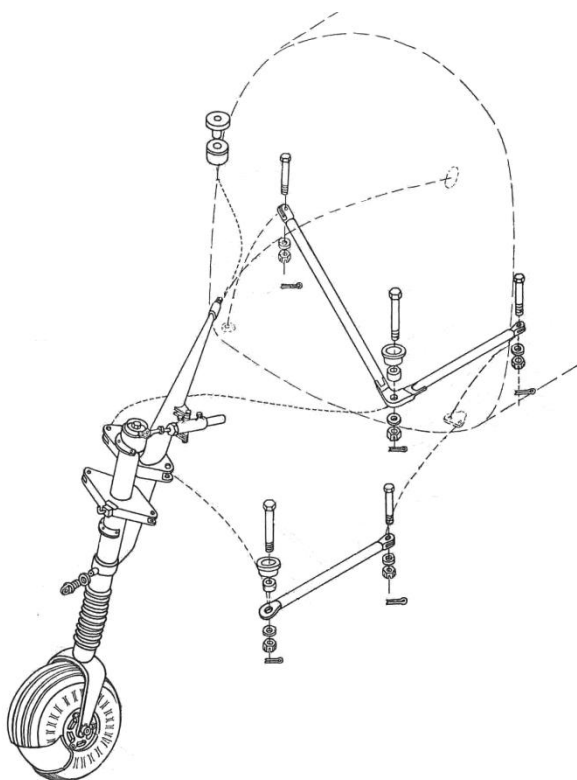
Tato kapitola pojednává o současném řešení pevného podvozku a jeho využití na modifikované poloskořepinové střední části trupu. Především je však v této kapitole provedena studie podvozku zatahovacího. Nová varianta letounu s poloskořepinovou konstrukcí by se tedy nabízela ve dvou variantách podvozků- s pevným (stejným jako současný) a se zatahovacím.

#### 6.1 Pevný podvozek

Tato podkapitola popisuje současné řešení podvozku na letounu Z 143 LSi a popisuje použití tohoto podvozku na modifikované poloskořepinové střední části trupu.

##### 6.1.1 Příďový pevný podvozek

Příďový podvozek je pevný, říditelný s jedním kolem. Podvozek je odpružen a obsahuje hydropneumatický tlumič. Určitou zvláštností současného předního podvozku je absence tzv. nůžek, ale ve vnitřní konstrukci pístnice a tlumiče jsou tělesa pro přenos krouticího momentu na horní část. Příďový podvozek obsahuje pístový tlumič bočních kmitů. Na obrázku 6.1.1.1 a 6.1.1.2 je zobrazeno uchycení příďového podvozku k protipožární přepážce.



Obr. 6.1.1.1 Způsob uchycení příďového podvozku na letounu Z 143 LSi [3].



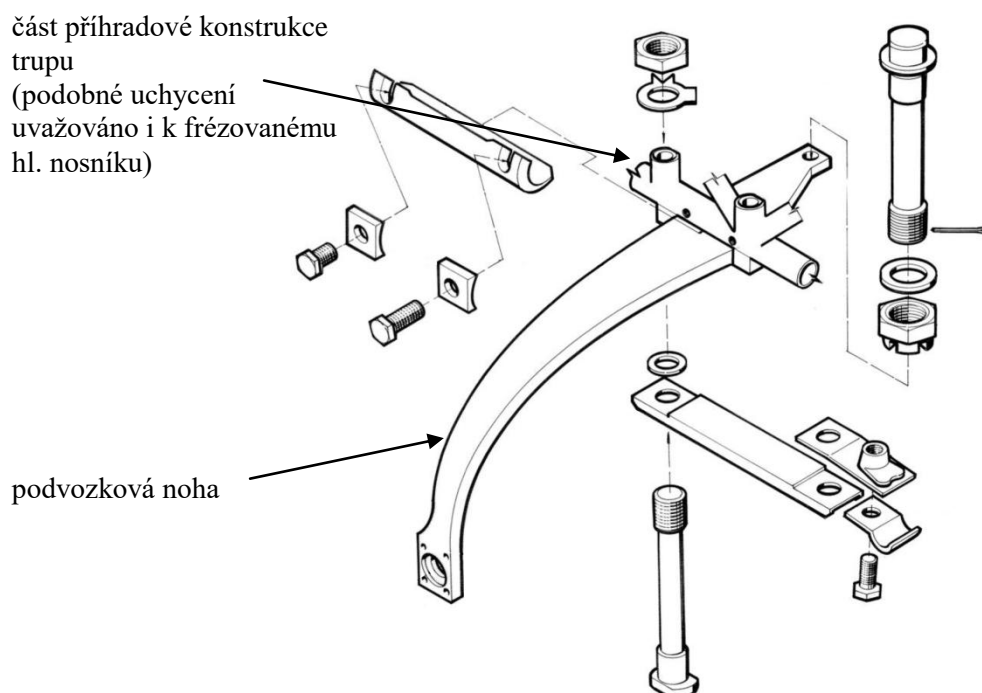
Obr. 6.1.1.2 Fotografie uchycení příďového podvozku [11].

Příďový podvozek je originálně uchycen skrz protipožární přepážku k příhradové konstrukci (viz obrázek 3.2.5 v kapitole 3.2).

Tento příďový podvozek by byl vhodný i pro použití společně s navrhovanou poloskořepinovou střední částí trupu. Nemusely by se nijak upravovat například současné motorové kryty. Určitou úpravou by musela projít protipožární přepážka, jelikož nyní je podvozek uchycen k příhradové konstrukci, protipožární přepážka poloskořepinové střední části by musela být v místě uchycení podvozku zesílena. Výhoda tohoto podvozku je především v jeho dlouhodobém používání na letounech řady 40. Výrobce má tedy s tímto typem zkušenosti.

### 6.1.2 Hlavní pevný podvozek

Hlavní podvozek je na současném letounu Z 143 LSi pevný, tvořený plochými ocelovými pružinami. Rozchod hlavního podvozku je 2440 mm. Uchycení jedné pružiny hlavního podvozku k příhradové konstrukci trupu je na obrázku 6.1.2.1.



Obr. 6.1.2.1 Uchycení hlavní podvozkové nohy k příhradové části trupu [3].

Zobrazený hlavní podvozek stávajícího typu by bylo možné použít i na navrhovanou poloskořepinovou střední část trupu. Pružina hlavního podvozku by byla uchycena k hlavnímu nosníku. Výhody při použití tohoto podvozku jsou jeho jednoduchost, mechanická odolnost a zkušenost výrobce s tímto typem podvozku.

### 6.2 Zatahovací podvozek

Hlavní nevýhodou pevného podvozku je, že za letu generuje poměrně velký aerodynamický odpor, který může být v jednotkách až desítky procent celkového odporu letounu. Letoun se zatahovacím podvozkem je tak rychlejší a má nižší spotřebu paliva. Zatahovací podvozek je oproti podvozku pevnému těžší, avšak v tomto případě, kdy byla ušetřena hmotnost díky poloskořepinové konstrukci, by to nebylo velké omezení. [12, 13].



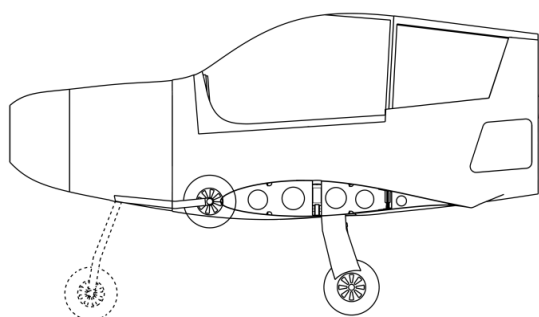
Na současném letounu Z-143 LSi by nebylo možné zatahovací podvozek bez velkých obtíží zastavět, protože konstrukce příhradoviny to neumožňuje (viz obrázek 3.2.5 v kapitole 3.2).

Zatahování podvozku je uvažováno pomocí tzv. teleflexů.

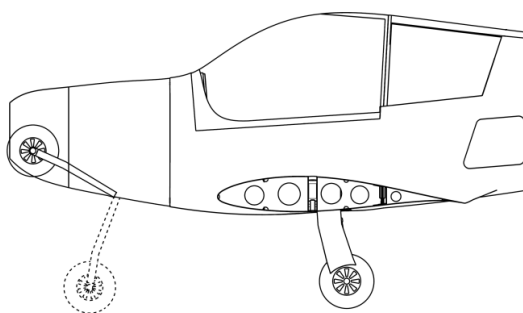
### 6.2.1 Studie příďového zatahovacího podvozku

#### a) Možné způsoby zatahování příďového podvozku

Mezi možné způsoby zatahování příďového podvozku se nabízí zatahování proti směru nebo po směru letu. Zatahování s kombinací otáčení kola nebude z důvodu složitosti uvažováno. Náčrt možností zatahování je na obrázcích 6.2.1.1 a 6.2.1.2.



Obr. 6.2.1.1 Zatahování předního podvozku po směru letu.



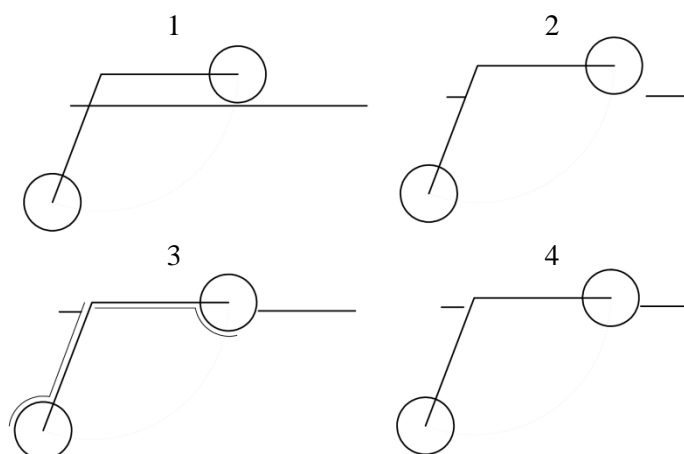
Obr. 6.2.1.2 Zatahování předního podvozku proti směru letu.

Je zřejmé, že z rozměrových důvodů je nejvhodnější způsob zatahování po směru letu. Do navrhované poloskořepinové konstrukce je vhodné zatáhnoutí příďového podvozku do středového tunelu, viz podkapitola 4.3, kde je uveden popis navrhované střední části trupu.

#### b) Úroveň zatáhnutí předního podvozku

Úrovně zatáhnutí předního podvozku jsou na obrázku 6.2.1.3. Jedná se:

1. Úplné zatáhnutí s uzavíracími dvířky
2. Úplné zatáhnutí bez dvířek
3. Částečné zatáhnutí s aerodynamickým krytem
4. Částečné zatáhnutí bez aerodynamického krytu



Obr. 6.2.1.3 Úrovně zatáhnutí předního podvozku.

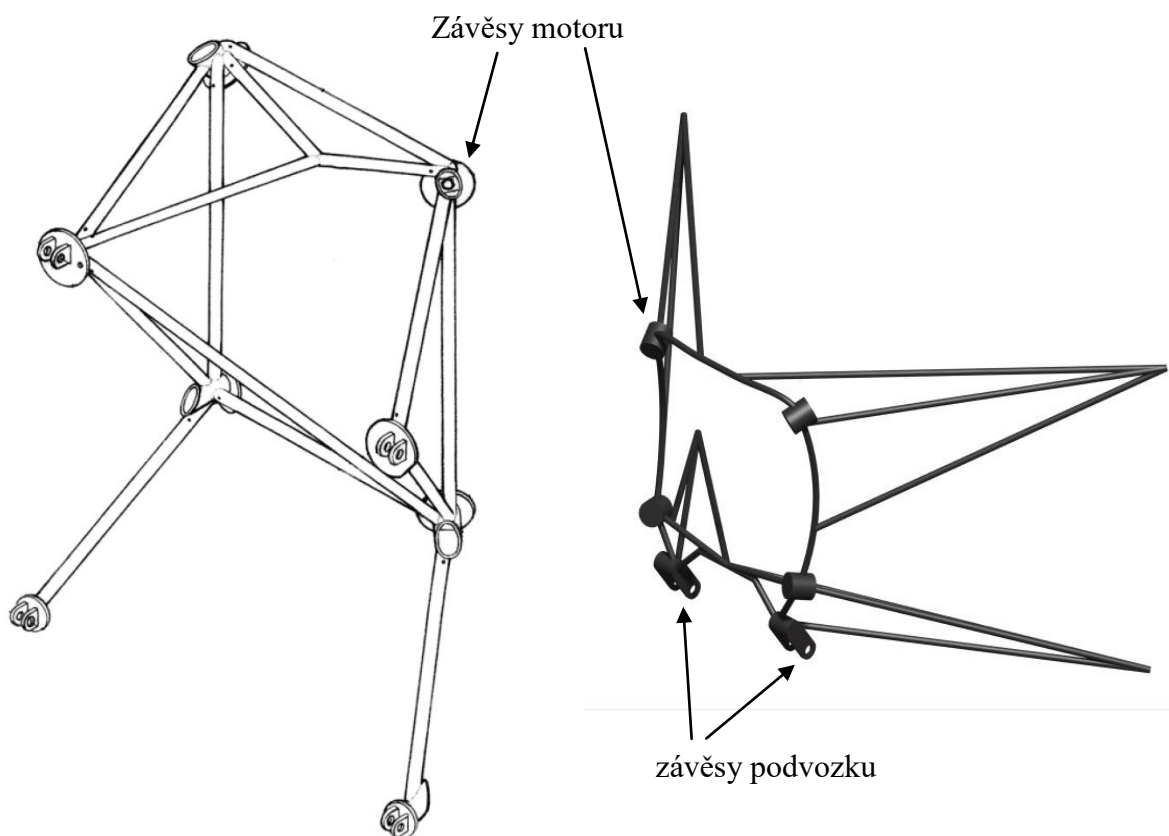


Způsob 1 je nejvýhodnější z hlediska aerodynamické čistoty letounu a tedy i odporu. Nevýhodou je však složitý mechanismus zatahování s ovládanými dvířky. Způsob 2 pak odstraňuje nevýhodu složitosti s dvířky, avšak ve vzniklé dutině vznikají za letu intenzivní víry. Z aerodynamického hlediska je tedy způsob 2 nejméně výhodný. Jako kompromis jsou způsoby 2 a 3, kdy podvozek částečně vyčnívá ze siluety letounu.

Pro použití na letounu s navrhovanou střední částí trupu je zvolen způsob 3, kdy aerodynamický kryt zajišťuje dostatečnou aerodynamickou čistotu a konstrukce podvozku zároveň není příliš složitá.

### c) Konstrukční návrh předního podvozku

Jako ideální způsob uchycení podvozku do letounu této kategorie je uchycení na motorové lože. Inspirací pro toto uchycení je letoun VUT 100, což je letoun stejné kategorie a určen jako letoun Z 143 LSi. Úpravou musí tedy projít motorové lože letounu Z 143 LSi. Na obrázku 6.2.1.4 je uvedeno motorové lože současného letounu Z 143 LSi, na obrázku 6.2.1.5 je poté uvedena možná podoba nového motorového lože pro použití se zatahovacím podvozkem.



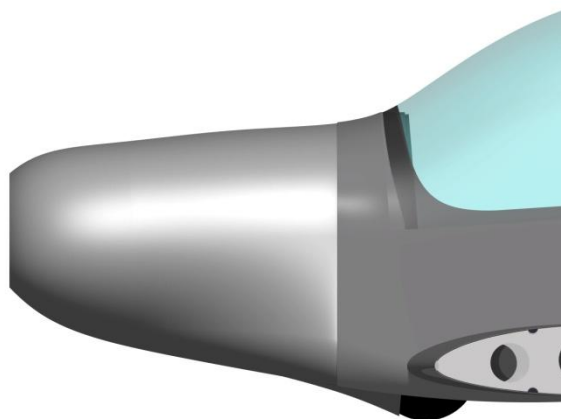
Obr. 6.2.1.4 Motorové lože na současném letounu [3].

Obr. 6.2.1.5 Možná podoba motorového lože pro použití se zatahovacím podvozkem.

Podvozková noha navrhovaného předového podvozku je podobné konstrukce jako na letounu VUT 100, tedy noha s teleskopickým tlumičem vybavená zlomovací vzpěrou. Na obrázku 6.2.1.6 je zobrazena studie vysunutých podvozkových noh společně s navrhovanou střední částí trupu. Obrázek 6.2.1.7 pak ukazuje zatažený předový podvozek včetně aerodynamického krytu.



Obr. 6.2.1.6 Pohled na vysunutý předový podvozek.



Obr. 6.2.1.7 Boční pohled na zatažený předový podvozek s aerodynamickým krytem.

### 6.2.2 Studie hlavního zatahovacího podvozku

#### a) Možné způsoby zatahování hlavního podvozku

Uvažované způsoby zatahování hlavního podvozku jsou:

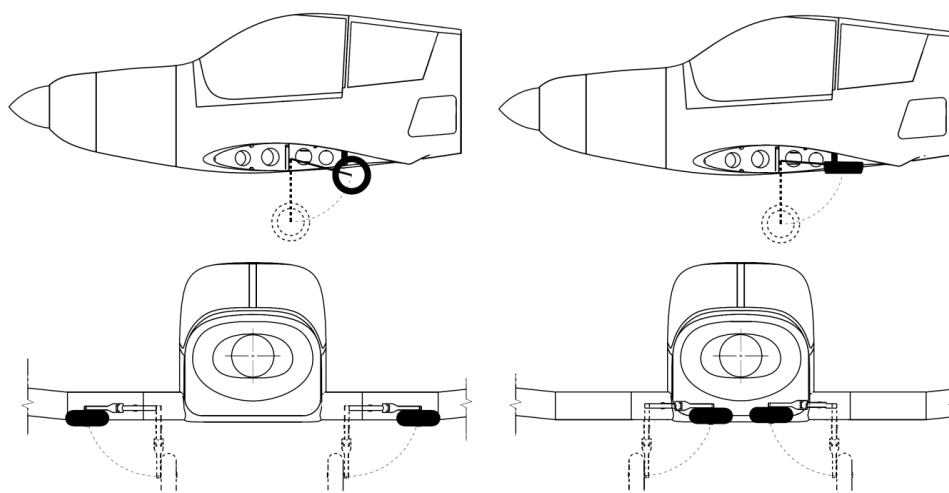
1. zatažení dozadu po směru letu
2. zatažení dozadu s natočením kola
3. zatažení směrem od trupu (od osy souměrnosti)
4. zatažení směrem k trupu (k ose souměrnosti)

Náčrt těchto způsobů je na obrázku 6.2.2.1.

Zatahování směrem dozadu je problematické, protože by se musel přerušit pomocný nosník a také je zde nedostatečný prostor pro zatažení kola. Mechanismus s otáčením kola o  $90^\circ$  by sice částečně vyřešil prostorové problémy při zatahování dozadu, ale přílišná složitost tohoto mechanismu, a taktéž nutnost přerušit pomocný nosník, tuto možnost vylučuje.

Zatahování směrem od trupu by bylo výhodné, avšak v této fázi modernizace letounu se počítá s tím, že vnější křídlo zůstane bez zásahu. Jako nejvhodnější metoda zatahování se tedy jeví zatahování směrem k trupu.

Stejně jako u návrhu předového podvozku nejsou uvažována pro letoun této kategorie uzavírací dvířka pro svou přílišnou složitost. Podvozek bude mít tedy odkryté pneumatiky a zakrytované budou pouze podvozkové nohy.

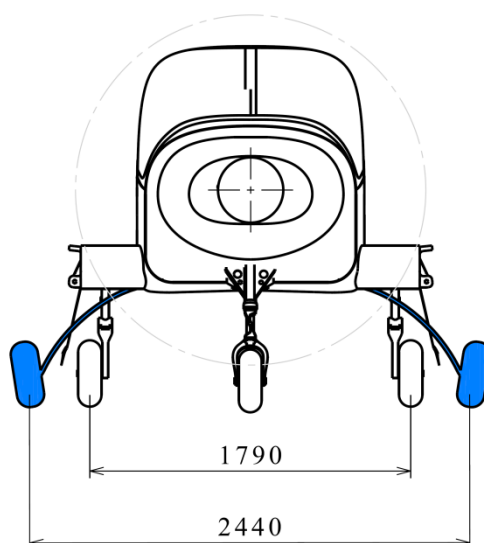


Obr. 6.2.2.1 Způsoby zatahování hlavního podvozku.

### b) Konstrukční návrh hlavního podvozku

Hlavní podvozek je uvažován s oleopneumatickým tlumičem. Jako nejvhodnější se jeví pákový podvozek, který má oproti teleskopickému podvozku za cenu vyšší váhy a velikosti nižší stavební délku při zachování dobrých tlumicích vlastností. Také tlumič není nevhodně namáhán. [13].

Podvozek bude umístěn v centroplánové části. Letounu se tedy mohou sejmut křídla, aniž by potřeboval speciální podpěry. Jistým problémem je rozchod hlavního podvozku. Podle literatury [12] by měl být rozchod hlavního podvozku přibližně 0,2 až 0,3 násobek rozpětí křídla, což u zatahovacího podvozku s navrhovaným umístěním a řešením nebude splněno (rozpětí letounu je 10,136m). Na obrázku 6.2.2.2 je provedeno porovnání se současným pevným podvozkem (označen modře). Při dalších fázích návrhu zatahovacího podvozku bude tedy nezbytné ověřit, zda bude mít podvozek s navrhovaným rozchodem dostatečnou stabilitu.

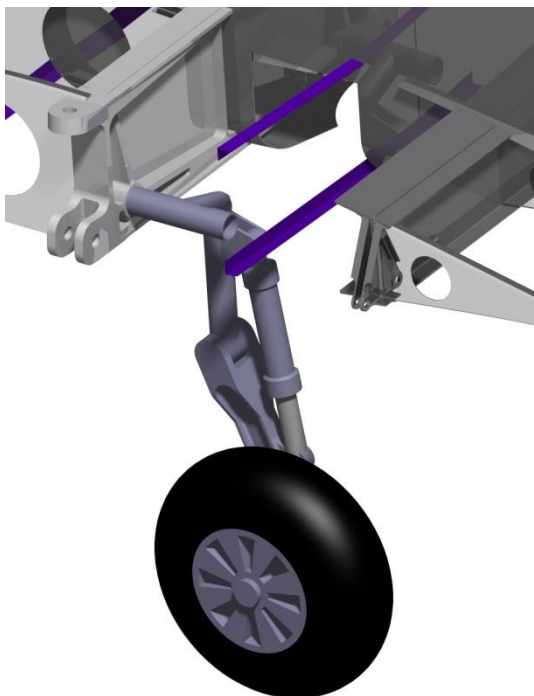


Obr. 6.2.2.2 Porovnání rozchodu navrhovaného zatahovacího a současného pevného hlavního podvozku.

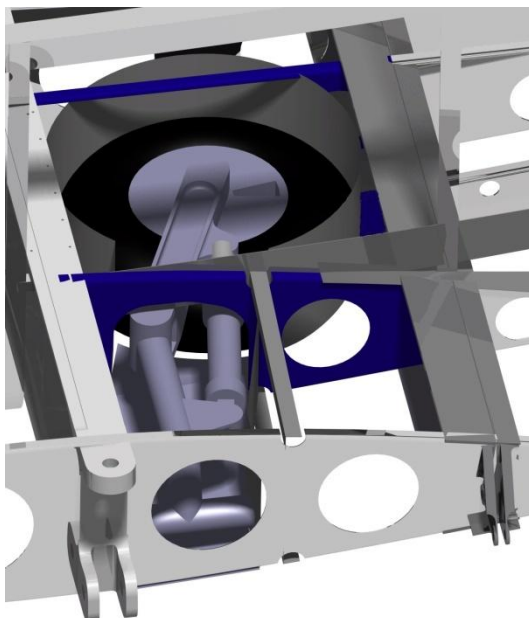
## Přístávací zařízení

---

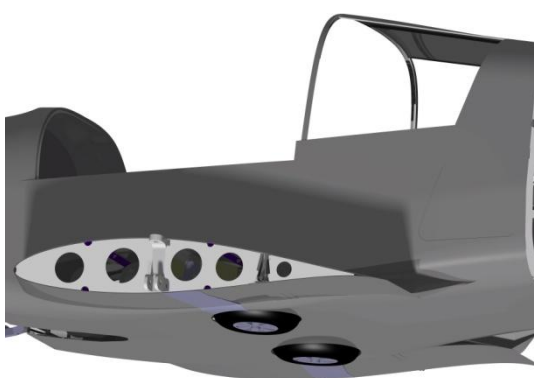
Podvozková noha je uchycena k hlavnímu nosníku viz obrázky 6.2.2.3. Na obrázku 6.2.2.4 je modře označeno žebro centropłanu a podlahové výztuhy, které musely projít úpravou kvůli zatahovacímu podvozku. Na obrázku 6.2.2.5 je pak ukázán podvozek v zatažené poloze a na obrázku 6.2.2.6 je podvozek vysunut.



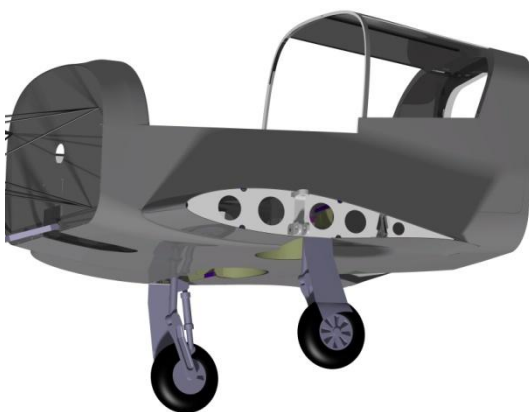
Obr. 6.2.2.3 Uchycení hlavního podvozku.



Obr. 6.2.2.4 Upravená žebra a výztuhy.



Obr. 6.2.2.5 Hlavní podvozek v zatažené poloze.



Obr. 6.2.2.6 Hlavní podvozek ve vysunuté poloze.

### 7 Technologie výroby

Tato kapitola popisuje technologie, které mohou být použité pro výrobu dílů a pro montáž střední části trupu.

#### 7.1 Materiálová studie

Navrhovaná střední část trupu je uvažována jako celokovová konstrukce. Některé díly, jako například polička nad zavazadlovým prostorem, přechod křídlo trup, vnitřní vybavení kabiny atd., mohou být vyrobeny z kompozitů. Pro díly primární nosné konstrukce jsou uvažovány slitiny hliníku na bázi Al-Cu-Mg. Pro méně namáhané díly, především díly s velkou křivostí, jsou uvažovány hliníkové tvářené slitiny na bázi Al-Mg, které jsou lépe tvárné a korozivzdorné než duraly. Dále jsou uvedeny některé význačné díly s uvažovanou volbou materiálu.

##### a) Hlavní nosník

Jako materiál hlavního nosníku je uvažována hliníková slitina 2124 s tepelným zpracováním T351. Tento materiál má podobné mechanické vlastnosti (viz tabulka 4.4.3.1) jako dural 2024, ale má vyšší čistotu a tím má lepší únavové vlastnosti [14].

##### b) Pomocný nosník

Jako materiál pomocného nosníku je uvažována hliníková slitina 2024 s tepelným zpracováním T351 (mechanické vlastnosti viz tabulka 4.5.3.1).

##### c) Závěsy pomocného nosníku

Jako materiál závěsu pomocného nosníku je uvažována chrom-molybdenová ocel L-CM 3.7 (mechanické vlastnosti jsou uvedeny v tabulce 4.5.5.1).

#### 7.2 Technologie výroby dílů

##### a) Dělení materiálu

Dělení materiálu je jedna ze základních operací v předvýrobním procesu. Polotovary dílců, jako například frézovaný nosník, je vhodné dělit třískovým obráběním například na pásové pile. Plošné díly, jako například žebra centropłanu či podlahové výztuhy, je možné dělit například vodním paprskem nebo laserem.

##### b) Obrábění

Obráběny jsou dílce, jako jsou závěsy pomocného nosníku, závěsy předního podvozku atd. Nejvíce využitou technologií je frézování a vrtání. Největším obráběným dílcem je hlavní nosník. Tento díl je vyhotoven frézováním na číslicově řízeném stroji. Největší rozměr hlavního nosníku je přibližně 2050 mm, proto je potřeba obráběcí stroj s poměrně velkým pracovním prostorem.

### c) Plošné tváření

Mezi základní procesy plošného tváření patří ohýbání. Tato technologie je použitelná pro ohýbání lemů žebířů a výztuh. Také se společně s technologií zakružování dá použít pro potahové plechy, které jsou převážně s jednou křivostí.

Pro díly, jako jsou žebra a podlahové přepážky, by bylo vhodné uvažovat o technologii tváření- lisování nepevným nástrojem.

Technologie plošného tváření jsou použitelné také pro podélníky a přepážky, které jsou jako polotovary ve tvaru profilů.

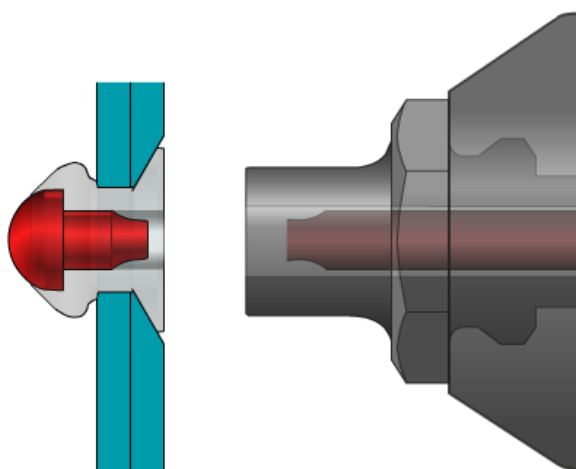
### 7.3 Technologie spojování

Střední část trupu je navrhována jako klasická celokovová konstrukce, proto se předpokládají také klasické technologie spojování, tedy nýtování plnými nýty. Pro některé části by však bylo vhodné zvážit technologii lepení a nýtování trnovými nýty s využitím přípravy metodou tzv. díra na díru.

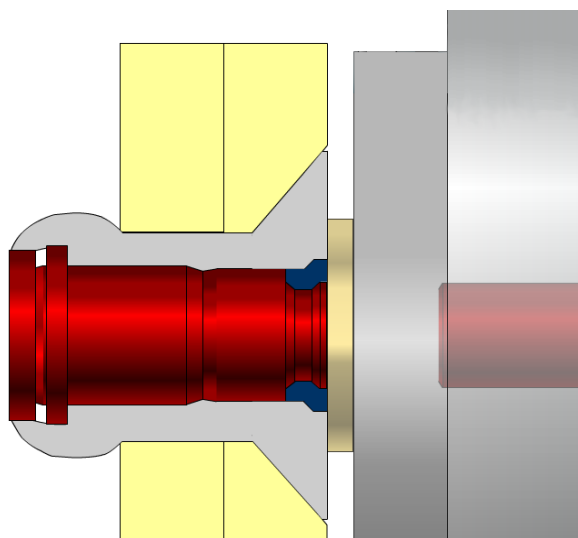
#### a) Nýtování

Nýtování plnými nýty je dobře použitelné například na snýtování pomocného nosníku. Pomocný nosník spolu se závěsy bude sestavován v přípravku ještě před montáží do centroplánů, bude tedy dobře přístupný a nýtování plnými nýty je zde vhodná technologie.

Pro určité části je vhodné uvažovat kombinaci nýtování trnovými nýty a lepení. Hlavní výhodou spojování trnovými nýty je dostatečný přístup pouze z jedné strany, což velmi usnadňuje montáž. Nedostatkem spoje s trnovým nýtem oproti spoji s nýtem plným jsou horší mechanické vlastnosti. Pro letecké aplikace jsou vhodné speciální pevnostní trhací nýty [4]. Příkladem mohou být nýty s obchodními názvy Avex od společnosti Avdel nebo Cherry MAX od společnosti Cherry aerospace. Tyto nýty jsou vyráběny jak s polovypouklou, tak se zapuštěnou hlavou. Na obrázcích 7.3.1 a 7.3.2 jsou zobrazeny trhací nýty Avex a Cherry MAX. Při porovnání nýtů se zapuštěnou hlavou se nýty AVEX vyrábějí od průměrů 3,2 do 4,8 mm [15] a nýty Cherry MAX od průměru 3,2 do 6,4 mm [16]. Tabulky s pevnostními vlastnostmi těchto vybraných nýtů jsou uvedeny v příloze D.



Obr. 7.3.1 Nýtování nýty typu Avex [15].



Obr. 7.3.2 Nýtování nýtu typu Cherry MAX [16].

### b) Lepení

Technologie lepení je používána v letectví již přibližně od II. světové války. Pro použití na navrhované střední části trupu jsou nejvhodnější epoxidová lepidla vytvrzovaná za studena.

Lepení má několik podstatných výhod oproti nýtování. Shrnutí výhod a nevýhod lepení oproti nýtování je uvedeno v tabulce 7.3.1.

Tabulka 7.3.1 Porovnání spojů lepením oproti nýtováním [4, 17].

Výhody	Nevýhody
Možnost spojovat různorodé materiály- elektricky nevodivý spoj	Závislost mechanických vlastností spoje na přesnosti dodržení technologicky náročného postupu a na podmínkách provozu
Vyšší tuhost oproti nýtovému spoji	
Hladké vnější povrchy	Velmi nízká pevnost v odlupování
Utěsněné spoje	
Není potřeba otvorů, které zeslabují nosný průřez	Složité kontrola spoje
Lepený spoj má rovnoměrně rozložené napětí- oproti nýtovému spoji má lepší únavové vlastnosti	Spolehlivost spoje je ovlivněna mnoha montážními a okolními faktory

Kombinací nýtování a lepení je možné odstranit nevýhody obou technologií spojování. Nýtový spoj zajistí dostatečnou pevnost v odlupování, zatímco lepený spoj zvýší tuhost a pevnost spoje. Díky lepení se také zvýší únavová životnost spoje [17].

### 7.4 Technologie sestavování

Při sestavování se předpokládá sestavení podsestav v samostatných přípravcích. Typicky se jedná o pomocný nosník, který je složen ze stojiny, na kterou jsou přinýtovány pásnice a následně i závěsy. Dále bude sestavena kostra střední části trupu.

Díky rozvoji 3D CAD/CAM technologií by bylo vhodné zvážit technologii tzv. díra na díru. Někdy se této technologii říká také bezpřípravkové nýtování/ sestavování. Podstatou této technologie je předvrtání děr číslicově řízeným strojem do polotovaru (plechu), který je v rozvinutém tvaru. Poloha těchto otvorů je určena i s uvážením změny polohy otvorů po následném plošném tváření. Natvarovaný plech je tedy možno rovnou usadit na připravený dílec/ kostru a ustavit ho na předvrtané otvory.

Určení polohy děr je možný díky CAD softwaru, který vypočítává rozvinutý tvar pomocí teorie délky neutrální osy/ plochy. Neutrální osa/ plocha rozděluje průřez na tlačnou a taženou část v polotovaru při ohýbání. Délka neutrální osy či plochy je shodná s délkou rozvinutého tvaru [18]. Software je schopný tuto délku vypočítat a určit tak přesnou polohu děr po tváření, je však nutno mít detailně vypracovaný 3D model té části, kde se bude metoda díra na díru aplikovat.



### 8 Certifikace změny střední části trupu

V této kapitole je popsán přibližný postup certifikace při změně střední části trupu. Současný letoun Z 143 LSi je certifikován dle předpisu FAR part 23, včetně Amdt. 23-41.

#### 8.1 Požadavky uvedené v nařízení komise EU č. 748/2012

V tomto jsou změny uvedeny pod hlavou D- změny typových osvědčení a typových osvědčení pro zvláštní účely.

Tak rozsáhlá úprava konstrukce jako je změna celé střední části trupu včetně centroplánu je podle nařízení komise EU č. 748/2012 odst. 21.A.91 [19] **významná změna**.

Podle nařízení [19] musí žadatel o schválení významné změny úřadem (odst. 21.A.97):

1. předložit agentuře (EASA) dokladující údaje spolu se všemi nezbytnými popisnými údaji k zapracování do typového návrhu;
2. prokázat, že změněný výrobek vyhovuje použitelným požadavkům certifikačních specifikací a požadavkům na ochranu životního prostředí.
3. Žadatel musí poskytnout agentuře certifikační program, v němž budou uvedeny prostředky, kterými bylo vyhovění předpisu prokazováno. V těchto dokumentech žadatel zaznamená důvod vyhovění. Žadatel musí prohlásit, že prokázal vyhovění požadavků předpisové základny a požadavkům na ochranu životního prostředí podle dodaného certifikačního programu.
4. Žadatel je povinen vykonat všechny kontroly a zkoušky nezbytné k vyhovění požadavkům předpisové základny a požadavkům na ochranu životního prostředí. Zkoušky musejí být reprezentativní a agentura může výsledky kdykoliv přezkoumat. V případě potřeby provést i zkoušky letové.

#### 8.2 Návrh postupu pro prokázání vyhovění předpisu

Pro vyhovění schválení změny bude nutné:

1. Vyhotovení certifikační dokumentace
  - a. Výpočty
  - b. zprávy ze zkoušek
2. Výroba 3 prototypů.
  - a. prototyp na pevnostní zkoušky
  - b. prototyp na letové zkoušky
  - c. prototyp na provozní zkoušky
3. Provedení pevnostních zkoušek
  - a. střední části trupu
  - b. motorového lože
  - c. podvozku s uchycením
  - d. uchycení sedaček
4. Provedení úpravy přístrojové desky
5. Vyhotovení technické a provozní dokumentace
6. Výpočet životnosti
7. Provedení únavové zkoušky centroplánu



### 9 Cenový rozbor

Stanovení nákladů na vývoj a výrobu navrhované střední části trupu je obtížné s ohledem na změnu technologie výroby současné střední části a na navrhované změny.

a) **Úspory související se změnou technologie:**

- Možnost zrušení či redukce pracoviště svařovny, kde je potřeba náročná příprava výroby a kvalifikovaní pracovníci
- redukcce výroby laminátových krytů
- zrušení kontroly hlavního nosníku měřením tlaku.

b) **Náklady spojené se zavedením nové technologie a s vývojem:**

- Ocasní část trupu, křídla a další části konstrukce letounu Z 143 jsou celokovové poloskořepinové konstrukce. Proto je předpokládáno, že náklady na vývoj technologie a zaškolení pracovníků budou nízké.
- výroba sestavovacích přípravků a náklady spojené s novými technologiemi spojování
- vývojové náklady se budou skládat především z nákladů na výrobu prototypů, na certifikační zkoušky a náklady na certifikaci pod agenturou EASA
- náklady na nákup nebo nový vývoj zatahovacího podvozku.

Vyšší náklady spojené se zavedením navrhované rekonstrukce střední části trupu by byly eliminovány nižšími náklady na sériovou výrobu navrhovaného řešení. Dále by měl letoun vyšší provozní vlastnosti a lepší ekonomii provozu související s úsporou hmotnosti.

Další ekonomický přínos je možno očekávat díky aplikaci zatahovacího podvozku. Zatahovací podvozek zvýší výkony letounu. Varianta se zatahovacím podvozkem také umožní využití letounu pro výcvik pilotů dle požadavků nařízení (EK) č. 1178/2011 part-FCL [20].

Navrhované řešení je uvažované jako první krok v celkové modernizace letounů výrobního programu ZLIN aircraft. Druhou fází modernizace by byla optimalizace dalších částí konstrukce tj. změna konstrukce křídla a poté i dalších částí jak z hlediska aerodynamiky, tak i geometrie a technologie.

Studie možnosti přestavby střední části trupu letounu Z 143 DELTA [21], která se již dříve zabývala realizovatelností přestavby trupu letounu Z 143, obsahuje kvantitativní odhad nákladů. V této studii jsou odhadnuty náklady na realizaci a na získání doplňku typového certifikátu 25 mil. Kč. Bod návratu se očekává při realizaci 20 ks letounu přibližně za 2 roky od zahájení sériové výroby.

Podrobný cenový a ekonomický rozbor by vyžadoval samostatnou studii v podmínkách realizace projektu rekonstrukce střední části trupu.

### Závěr

Cílem práce bylo navrhnout rekonstrukci střední části trupu s poloskořepinovou konstrukcí při snaze zachovat ostatní části letounu bez významných změn.

První část práce se zabývá popisem současného letounu Z 143LSi a porovnáním navrhované poloskořepinové konstrukce s konstrukcí současnou, tedy příhradovou konstrukcí.

Byl proveden konstrukční návrh střední části trupu s detailnějším pevnostním návrhem hlavního a pomocného nosníku centroplánu.

V kapitole hmotnostního rozboru bylo provedeno hmotnostní porovnání navrhovaného řešení se současným letounem Z 143LSi. Je proveden i rozbor centráží s navrhovanou poloskořepinovou střední částí trupu.

Dále byla provedena studie zatahovacího podvozku, která ukazuje možné řešení zatahovacího podvozku na poloskořepinové konstrukci. Zatahovací podvozek s oleopneumatickým tlumičem by zvyšoval komfort tlumení a také provozní parametry letounu díky sníženému odporu. Zatahovací podvozek by také umožnil využít letoun pro pilotní výcvik podle nařízení (EK) č. 1178/2011 part FCL.

Byla provedena technologická studie s popisem technologií, které by bylo vhodné zavést do výroby poloskořepinové střední části.

V práci byl proveden také stručný popis certifikace nové střední části trupu a jednoduchý cenový rozbor realizace navrhovaného řešení.

Hlavní výsledky diplomové práce jsou:

- při použití poloskořepinové konstrukce je předpokládána hmotnostní úspora 51 kg
- centráže konfigurací užitečného zatížení zůstaly pro letoun s rekonstruovanou částí stejné jako pro originální letoun Z 143LSi.
- studie podvozku ukazuje na možnost zástavby zatahování.

Tato diplomová práce může sloužit jako studie proveditelnosti rekonstrukce střední části trupu na poloskořepinovou konstrukci. Rekonstrukce pouze střední části trupu se zachováním ostatních částí by potencionálně nepřinášela na výrobce takovou finanční a personální zátěž jako modernizace celková. Rekonstrukce střední části by přinesla snížení prázdné hmotnosti letounu a také možnost zabudovat zatahovací podvozek s lepšími provozními charakteristikami. Zároveň může tato modernizace sloužit jako první krok k postupné celkové modernizaci letounu (například výměna křídel atd.).

Otázkou však zůstává, zda je výhodné dále modernizovat letoun, jehož konstrukce pochází z druhé poloviny 60. let a zda by nebylo vhodné raději začít projektovat nový a moderní letoun dané kategorie.

### Seznam použitých zdrojů

- [1] *Příloha k typovému osvědčení č. 94-08*. 2005. Praha: Úřad pro civilní letectví České republiky. Dostupné také z: [http://www.caa.cz/file/5417\\_1\\_1/](http://www.caa.cz/file/5417_1_1/)
- [2] Z-143 LSi Genius. [obrázek]. *Zlin aircraft* [online]. 2017 [cit. 2017-05-06]. Dostupné z: <http://www.zlinaircraft.eu/Letadla/Z-143-LSi-Genius/>
- [3] *Katalog náhradních dílů – Z-143-LSi*. 2009. Otrokovice: Zlin aircraft a.s.. Dostupné také z: [www.zlinaircraft.eu/down\\_file.php?downfile=katalog-z143l-lsi-new.pdf](http://www.zlinaircraft.eu/down_file.php?downfile=katalog-z143l-lsi-new.pdf)
- [4] NIU, Michael Chun-Yung. *Airframe structural design*. 2nd ed. Hong Kong: Hong Kong Conmlit Press Ltd., 1991. ISBN 96-271-2809-0.
- [5] *Interní dokumenty společnosti ZLIN AIRCRAFT a.s.* Otrokovice.
- [6] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [7] ASM Material Data Sheet Aluminum 2124-T351. *ASM Aerospace Specification Metals Inc.* [online]. [cit. 2017-05-06]. Dostupné z: <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA2124T351>
- [8] ČTVERÁK, J., V. MERTL a A. PÍŠTĚK. *Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí*. Brno: Letecký ústav fakulty strojní VUT Brno, 1997.
- [9] *FAR part 23: AIRWORTHINESS STANDARDS: NORMAL, UTILITY, ACROBATIC, AND COMMUTER CATEGORY AIRPLANES*. 2007. FAA. Dostupné také z: <https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=35a01c37089ea03fdd0cbb50d2054e15&mc=true&node=pt14.1.23&rgn=div5>
- [10] ASM Material Data Sheet Aluminum 2024-T4; 2024-T351. *ASM Aerospace Specification Metals Inc.* [online]. [cit. 2017-05-06]. Dostupné z: <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=ma2024t4>
- [11] Moravský výrobce Zlin Aircraft dodá letadla maďarské armádě. Letouny Zlín nahradí zastaralé sovětské Jakolevy. [fotografie]. *Hospodářské noviny* [online]. 2017 [cit. 2017-05-06]. Dostupné z: <http://byznys.ihned.cz/c1-65587350-cesky-vyrobce-zlin-aircraft-doda-letadla-madarske-armade-nove-stroje-nahradi-zastarale-ruske-stroje>
- [12] ŠUL'ŽENKO, Michail Nikolajevič. *Konstrukce letadel*. 2. oprav. vyd. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1954.
- [13] PETRÁSEK, Miloslav. *Konstrukce letadel III*. Brno: Vojenská akademie Brno, 2002.

## Seznam použitých zdrojů

---

- [14] AUGUSTIN, Petr. *Únava a životnost leteckých konstrukcí* [přednáška]. Brno: Únava a životnost leteckých konstrukcí, 04. 04. 2017.
- [15] Avex®. *Avdel- global* [online]. 2010 [cit. 2017-05-08]. Dostupné z: <http://www.avdel-global.com/en/products/breakstem-fasteners/avexr.html>
- [16] CherryMAX® Blind Rivet. *Cherry aerospace* [online]. 2017 [cit. 2017-05-08]. Dostupné z: <http://www.cherryaerospace.com/product/cherrymax>
- [17] KAHÁNEK, Václav. *Únavová životnost letadlových konstrukcí*. Bratislava: Alfa, 1977.
- [18] DVOŘÁK, Milan, František GAJDOŠ a Karel NOVOTNÝ. *Technologie tváření: plošné a objemové tváření*. Vyd. 5., V Akademickém nakladatelství CERM 3. vyd. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2013. ISBN 978-80-214-4747-9.
- [19] *Nařízení komise (EU) č. 748/2012*. 2012. EU. Dostupné také z: <http://eur-lex.europa.eu/legal-content/CS/TXT/?qid=1396859085798&uri=CELEX:32012R0748>
- [20] *Nařízení komise (EU) č. 1178/2011*. 2011. EU. Dostupné také z: <http://eur-lex.europa.eu/LexUriServ/LexUriServ.do?uri=OJ:L:2011:311:FULL:CS:PDF>
- [21] PÍŠTĚK, Antonín. *Studie možnosti přestavby střední části trupu letounu Z 143 L - Z 143 LSi záměnou příhradové konstrukce za poloskořepinovou samonosnou konstrukci*. Brno, 2015.

## Seznam použitých veličin

### Seznam použitých veličin

Symbol	Jednotka	Název veličiny
$c$	[mm]	rozměr oka
$d$	[mm]	rozměr oka
$d_n$	[mm]	průměr nýtu
$E$	[MPa]	modul pružnosti v tahu
$F_{Axkl}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při kladném ohybu
$F_{Axzap}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při záporném ohybu
$F_{Aykl}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při kladném ohybu
$F_{Ayzap}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při záporném ohybu
$F_{Azkl}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při kladném ohybu
$F_{Azzap}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při záporném ohybu
$F_{Bykl}$	[N]	síla působící do spodního závěsu hlavního nosníku při kladném ohybu
$F_{Bzkl}$	[N]	síla působící do spodního závěsu hlavního nosníku při kladném ohybu
$F_{Cykr}$	[N]	síla působící do závěsu pomocného nosníku při záporném pohybu při vD
$F_{Cyoh}$	[N]	síla působící do závěsu pomocného nosníku při kladném manévru vA
$F_{Czkr}$	[N]	síla působící do závěsu pomocného nosníku při záporném pohybu při vD
$F_{Czoh}$	[N]	síla působící do závěsu pomocného nosníku při kladném manévru vA
$F_n$	[N]	výsledná síla na nýt
$F_{pD}$	[N]	celková síla do dolní pásnice
$F_{pDpom}$	[N]	celková síla do dolní pásnice pomocného nosníku
$F_{pH}$	[N]	celková síla do horní pásnice
$F_{pHpom}$	[N]	celková síla do horní pásnice pomocného nosníku
$F_{po}$	[N]	síla do pásnice způsobená ohybovým momentem
$F_u$	[N]	únosnost nýtu
$G$	[Gpa]	modul pružnosti ve smyku
$h_e$	[mm]	efektivní výška nosníku
$k_\tau$	[-]	koefficient stability desky
$ly$	[mm]	vzdálenosti míst výpočtu
$m_{FW}$	[kg]	minimální letová hmotnost
$m_i$	[kg]	hmotnost dílčí části letounu
$m_{OEw}$	[kg]	prázdná hmotnost letounu
$M_{OT}$	[N·mm]	ohybový moment
$m_{TOW}$	[kg]	maximální vzletová hmotnost
$n_{max}$	[-]	maximální provozní násobek
$n_{min}$	[-]	minimální provozní násobek
$q_v$	[N·mm <sup>-1</sup> ]	smykový tok
$R_{Dkl}$	[N]	celková síla působící do spodního závěsu při kladném ohybu
$R_{Hkl}$	[N]	celková síla působící do horního závěsu při kladném ohybu
$R_{Hzap}$	[N]	celková síla působící do horního závěsu při záporném ohybu
$R_m$	[MPa]	mez pevnosti v tahu
$R_{ms}$	[MPa]	mez pevnosti ve smyku
$R_{p0.2}$	[MPa]	mez kluzu
$R_u$	[MPa]	mez únavy
$R_{XHkl}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při kladném ohybu
$R_{XHzap}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při záporném ohybu
$R_{YDkl}$	[N]	síla působící do dolního závěsu hlavního nosníku při záporném ohybu

## Seznam použitých veličin

$R_{YHkl}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při záporném ohybu
$R_{YHzap}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při záporném ohybu
$R_{YZkr}$	[N]	síla působící do závěsu pomocného nosníku při záporném ohybu při vD
$R_{YZoh}$	[N]	síla působící do závěsu pomocného nosníku při kladném manévru vA
$R_{ZDkl}$	[N]	síla působící do spodního závěsu hlavního nosníku při kladném ohybu
$R_{ZDkl}$	[N]	síla působící do spodního závěsu hlavního nosníku při kladném ohybu
$R_{ZHkl}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při kladném ohybu
$R_{ZHzap}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při záporném ohybu
$R_{ZXzap}$	[N]	síla působící do horního závěsu hlavního nosníku při záporném ohybu
$R_{ZZkr}$	[N]	síla působící do závěsu pomocného nosníku při záporném pohybu při vD
$R_{ZZoh}$	[N]	síla působící do závěsu pomocného nosníku při kladném manévru vA
$S_1$	[mm <sup>2</sup> ]	průřez při kontrole oka
$S_2$	[mm <sup>2</sup> ]	průřez při kontrole oka
$S_{pD}$	[mm <sup>2</sup> ]	minimální možný průřez dolní pásnice
$S_{pD}$	[mm <sup>2</sup> ]	průřez dolní pásnice
$S_{pH}$	[mm <sup>2</sup> ]	průřez horní pásnice
$S_{pHmin}$	[mm <sup>2</sup> ]	minimální možný průřez horní pásnice
$t$	[mm]	tloušťka oka
$t_{s1}$	[mm]	tloušťka stojiny
$T_{zkl}$	[N]	posouvající síla
$v_A$	[km·h <sup>-1</sup> ]	návrhová obratová rychlost letu
$v_C$	[km·h <sup>-1</sup> ]	cestovní rychlost letu
$v_D$	[km·h <sup>-1</sup> ]	rychlost střemhlavého letu
$v_F$	[km·h <sup>-1</sup> ]	návrhová rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami
$v_{FE}$	[km·h <sup>-1</sup> ]	maximální přípustná rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami
$v_G$	[km·h <sup>-1</sup> ]	rychlost v bodě G letové obálky
$v_{NE}$	[km·h <sup>-1</sup> ]	nepřekročitelná rychlost letu
$v_{NO}$	[km·h <sup>-1</sup> ]	maximální dovolená rychlost letu
$x_i$	[mm]	poloha nýtu vůči místu působení zatížení
$x_T$	[mm]	poloha těžiště
$z_i$	[mm]	poloha nýtu vůči místu působení zatížení
$\%C_{SAT}$	[%]	poloha těžiště vůči aerodynamické těživě
$\beta_{RDkl}$	[°]	úhel odklonu směru působení výsledné síly od síly $R_{ZDkl}$
$\beta_{vyskr}$	[°]	úhel odklonu směru působení výsledné síly od osy z
$\beta_{vysoh}$	[°]	úhel odklonu směru působení výsledné síly od osy y
$\eta_n$	[-]	součinitel rezervy nýtu
$\eta_{otl}$	[-]	součinitel rezervy otláčení oka
$\eta_{otlD}$	[-]	součinitel rezervy otláčení oka s ohledem na deformaci
$\eta_{pDkl}$	[-]	součinitel rezervy horní pásnice při kladném ohybu křídla
$\eta_{pH}$	[-]	součinitel rezervy horní pásnice
$\eta_s$	[-]	součinitel rezervy stojiny
$\eta_{utr}$	[-]	součinitel rezervy na utržení oka
$\eta_{utrD}$	[-]	součinitel rezervy na utržení oka s ohledem na deformaci
$\eta_{vys}$	[-]	součinitel rezervy na vysmeknutí a roztržení oka
$\eta_{vysD}$	[-]	součinitel rezervy na vysmeknutí a roztržení oka s ohledem na deformaci
$\sigma_{otl}$	[MPa]	napětí při otláčení oka
$\sigma_{otlD}$	[MPa]	napětí při otláčení oka s ohledem na deformaci

## Seznam použitých veličin

---

$\sigma_{pH}$	[Mpa]	Napětí v horní pásnici
$\sigma_{pH}$	[Mpa]	Napětí v dolní pásnici
$\sigma_{pHkr}$	[MPa]	kritické napětí horní pásnice
$\sigma_{utr}$	[MPa]	napětí při utržení oka
$\sigma_{utrD}$	[MPa]	napětí při utržení s ohledem na deformaci
$\sigma_{vys}$	[MPa]	napětí při vysmyknutí a roztržení oka
$\sigma_{vysD}$	[MPa]	napětí při vysmyknutí a roztržení oka s ohledem na deformaci
$\tau_c$	[MPa]	smykové napětí
$\tau_{krs}$	[MPa]	kritické napětí ve stojině
$\psi$	[°]	úhel vzepětí křídla

## Seznam příloh

---

### Seznam příloh

- A Letové obálky zatížení
- B Hmotnosti a vzdálenosti od vztažné roviny jednotlivých částí letounu
- C Centráže
- D Mechanické vlastnosti vybraných trhacích nýtů



---

## Obsah

Příloha A .....	2
Příloha B .....	15
Příloha C .....	17
Příloha D .....	26

## Příloha A

### A. Letové obálky zatížení [5].

Podklady pro výpočet:

Tabulka 1.A Uvažované hmotnosti [5].

Třída	Utility	Normal
$M_{TOW}$	1080 kg	1350 kg
	2380,95 lb	2976,19 lb
$M_{FW}$	920 kg	
	2028,22 lb	

Tabulka 2.A Vstupní hodnoty [5].

S	14,776 m <sup>2</sup> = 159,0527 ft <sup>2</sup>	Cl <sub>max</sub>	1,33
c <sub>SAT</sub>	1,4895 m = 4,8868 ft	Cl <sub>min</sub>	-1,06
a	4,182 rad <sup>-1</sup>	Cl <sub>maxkl</sub>	1,85
a <sub>CL</sub>	4,244 rad <sup>-1</sup>	v <sub>H</sub>	266 km/h = 143,63 knot

#### Provozní obrátové násobky (dle FAR 23.337 a 23.333)

##### - Maximální násobky

$$\text{Utility: } n \geq 4,4 \quad \text{volba } n = 4,4 \quad (\text{A1})$$

$$\text{Normal: } n \geq 2,1 + \frac{24000}{W + 10000} \quad \text{volba } n = 3,8 \quad (\text{A2})$$

n nemusí být > 3,8

##### - Minimální násobky

$$\text{Utility i Normal: } |n_{min}| \geq 0,4 \cdot n_{max} \quad \begin{array}{l} \text{volba } n = 1,76 \\ \text{volba } n = 1,52 \end{array} \quad (\text{A3})$$

##### - Minimální násobky při rychlosti v<sub>D</sub>

$$\text{Utility } n = -1 \quad \text{volba } n = -1 \quad (\text{A4})$$

$$\text{Normal } n = 0 \quad \text{volba } n = 0 \quad (\text{A5})$$

#### Návrhová cestovní rychlost v<sub>c</sub> (dle FAR 23.335)

##### - Koeficient k (utility i Normal)

$$\frac{m_{TOW}}{S} \leq 20 \quad \text{volba } k = 33 \quad (\text{A6})$$

##### - Minimální požadovaná v<sub>c</sub>

$$v_{c1} = k \cdot \sqrt{\left(\frac{m_{TOW}}{S}\right)} \quad \begin{array}{l} \text{Utility: } v_{c1} = 236,5 \text{ km/h} \\ \text{Normal: } v_{c1} = 264,4 \text{ km/h} \end{array} \quad (\text{A7})$$

$$v_{c3} = 0,9 \cdot v_H \quad v_{c3} = 239,4 \text{ km/h} \quad (\text{A8})$$

$$v_{cmin} \geq v_{c1}, \quad \text{Utility: } v_{cmin} = 236,5 \text{ km/h} \quad (\text{A9})$$

$$\text{může } = v_{c3} \quad \text{Normal: } v_{cmin} = 239,4 \text{ km/h}$$

$$v_c \geq v_{cmin} \quad \text{U+N: volba } v_c = 266 \text{ km/h (dle [5])} \quad (\text{A10})$$

## Příloha A

### Návrhová rychlost střemhlavého letu (dle FAR 23.335)

- Minimální požadovaná  $v_D$

$$v_{D1} \geq 1,25 \cdot v_c \quad v_{D1} = 332,5 \text{ km/h} \quad (\text{A11})$$

$$k = \frac{m_{TOW}}{S} \leq 20 \quad \begin{array}{l} \text{U: } k = 1,5 \\ \text{N: } k = 1,4 \end{array} \quad (\text{A12})$$

$$v_{D2} = k \cdot v_{cmin} \quad \begin{array}{l} \text{U: } v_{D2} = 354,7 \text{ km/h} \\ \text{N: } v_{D2} = 335,2 \text{ km/h} \end{array} \quad (\text{A13})$$

- Shrnutí

$$v_{Dmin} \geq v_{D1} \geq v_{D2} \quad \begin{array}{l} \text{U: } v_{Dmin} = 354,7 \text{ km/h} \\ \text{N: } v_{Dmin} = 335,2 \text{ km/h} \end{array} \quad (\text{A14})$$

$$v_D \quad \text{U+N: } 355 \text{ km/h} \quad (\text{A15})$$

### Návrhová obratová rychlost (dle FAR 23.335)

- Minimální požadovaná  $v_A$

$$v_{A1} \geq v_s \cdot \sqrt{n} \quad \begin{array}{l} \text{U: } v_{A1} = 224 \text{ km/h} \\ \text{N: } v_{A1} = 232,7 \text{ km/h} \end{array} \quad (\text{A16})$$

- Shrnutí

$$v_A \geq v_{A1}, v_A \text{ nemusí převyšovat } v_c \quad \begin{array}{l} \text{U: } 224 \text{ km/h} \\ \text{N: } 232,7 \text{ km/h} \end{array} \quad (\text{A17})$$

$$\text{Volba } v_A [5] \quad \begin{array}{l} \text{U: } 230 \text{ km/h} \\ \text{N: } 241 \text{ km/h} \end{array} \quad (\text{A18})$$

### Rychlost pro bod G v letové obálce zatížení

- Pádová rychlost na zádech  $v_{s2}$

$$v_{s2} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{Cl_{min} \cdot \rho_0 \cdot S}} \quad \begin{array}{l} \text{U: } v_{s2} = 119,6 \text{ km/h} \\ \text{N: } v_{s2} = 133,7 \text{ km/h} \end{array} \quad (\text{A19})$$

- Pádová rychlost na zádech při  $n_{min}$

$$v_{s2\_min} = v_{s2} \cdot \sqrt{|n_{min}|} \quad \begin{array}{l} \text{U: } v_{s2\_min} = 158,7 \text{ km/h} \\ \text{N: } v_{s2\_min} = 164,9 \text{ km/h} \end{array} \quad (\text{A20})$$

- Shrnutí

$$\text{Volba } v_G [5] \quad \begin{array}{l} \text{U: } v_G = 162 \text{ km/h} \\ \text{N: } v_G = 168 \text{ km/h} \end{array} \quad (\text{A21})$$

## Příloha A

### Nepřekročitelná rychlost letu $v_{NE}$ (dle FAR 23.1505)

- Požadovaná  $v_{NE}$

$$v_{NE1} = 0,9 \cdot v_{Dmin} \quad \text{U: } v_{NE1} = 319,3 \text{ km/h} \quad (\text{A22})$$

$$v_i = 0,9 \cdot v_D \quad \text{U: } v_{NE1} = 301,6 \text{ km/h} \quad (\text{A23})$$

$$v_{ii} \text{ podle 23.351} \quad \text{U+N: } v_i = 319,5 \text{ km/h} \quad (\text{A24})$$

$$V_{NE2} \leq v_i \text{ a } \leq v_{ii} \quad \text{U+N: } v_{ii} = 319,5 \text{ km/h} \quad (\text{A24})$$

- Shrnutí

$$v_{NE1} \leq V_{NE} \leq V_{NE2} \quad \text{U+N: } v_{NE} = 319 \text{ km/h} \quad (\text{A25})$$

### Maximální návrhová cestovní rychlost $v_{NO}$ (dle FAR 23.1505)

- $V_{NO}$

$$v_i = v_C \quad \text{U+N: } v_i = 266 \text{ km/h} \quad (\text{A26})$$

$$v_{ii} = 0,89 \cdot v_{NE} \quad \text{U+N: } v_{ii} = 283,9 \text{ km/h} \quad (\text{A27})$$

$$V_{NO2} \leq v_i \text{ a } \leq v_{ii} \quad \text{U+N: } v_{NE2} = 266 \text{ km/h} \quad (\text{A28})$$

- Shrnutí

$$v_{Cmin} \leq V_{NO} \leq V_{NO2} \quad \text{U+N: } v_{NE} = 266 \text{ km/h} \quad (\text{A29})$$

### Poryvové násobky (dle FAR 23.341)

- Hmotnostní poměr

$$\mu_g = \frac{2 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)}{\rho \cdot a \cdot g \cdot c_{SAT}} \quad (\text{A30})$$

- Zmírňující součinitel

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (\text{A31})$$

- Násobek

$$n = 1 \pm \frac{K_g \cdot u_{de} \cdot v \cdot a}{498 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (\text{A32})$$

Tabulka 3.A Výsledky výpočtu poryvových obálek pro kategorii Utility při  $m_{TOW}$ .

Utility $m_{TOW}$	0 m MSA	5761 m MSA
$\mu_g$	19,14680	34,62441
$K_g$	0,68922	0,76318
Při $v_C$ ( $u_{de} = 50 \text{ ft/s}$ )	$n_{max}$	3,78
	$n_{min}$	-1,78
Při $v_D$ ( $u_{de} = 25 \text{ ft/s}$ )	$n_{max}$	2,86
	$n_{min}$	-0,85

## Příloha A

Tabulka 4.A Výsledky výpočtu poryvových obálek pro kategorii Normal při  $m_{TOW}$ .

Normal $m_{TOW}$		0 m MSA	4176 m MSA
	$\mu_g$	23,93351	36,45989
	$K_g$	0,72046	0,76831
Při $v_C$ ( $u_{de}= 50$ ft/s)	$n_{max}$	3,32	3,48
	$n_{min}$	-1,32	-1,48
Při $v_D$ ( $u_{de}= 25$ ft/s)	$n_{max}$	2,55	2,65
	$n_{min}$	-0,55	-0,65

Tabulka 5.A Výsledky výpočtu poryvových obálek pro kategorie Utility a Normal při  $m_{FW}$ .

Utility+ Normal $m_{FW}$		0 m MSA	5761 m MSA
	$\mu_g$	16,31024	29,49487
	$K_g$	0,66418	0,74596
Při $v_C$ ( $u_{de}= 50$ ft/s)	$n_{max}$	4,14	4,53
	$n_{min}$	-2,14	-2,53
Při $v_D$ ( $u_{de}= 25$ ft/s)	$n_{max}$	3,10	3,35
	$n_{min}$	-1,10	-1,35

### Návrhová rychlost s vysunutými vztlakovými klapkami $v_F$ (dle FAR 23.345)

- Pádová rychlost

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{Cl \cdot \rho_0 \cdot S}} \quad \begin{array}{l} \text{U: } v_s=106,8 \text{ km/h} \\ \text{N: } v_s=119,4 \text{ km/h} \end{array} \quad (A33)$$

- Pádová rychlost s vysunutými vztlakovými klapkami

$$v_{sF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{Cl_{kl} \cdot \rho_0 \cdot S}} \quad \begin{array}{l} \text{U: } v_s=90,5 \text{ km/h} \\ \text{N: } v_s=101,2 \text{ km/h} \end{array} \quad (A34)$$

- Výpočet  $v_F$

$$v_{F1} = 1,4 \cdot v_s \quad \begin{array}{l} \text{U: } v_{F1}=149,5 \text{ km/h} \\ \text{N: } v_{F1}=167,1 \text{ km/h} \end{array} \quad (A35)$$

$$v_{F2} = 1,8 \cdot v_{sF} \quad \begin{array}{l} \text{U: } v_{F2}=163 \text{ km/h} \\ \text{N: } v_{F2}=182,2 \text{ km/h} \end{array} \quad (A36)$$

- Shrnutí

$$v_F \geq v_{F1} \text{ a } v_F \geq v_{F2} \quad \text{U+N: } v_F= 195 \text{ km/h [5]} \quad (A37)$$

## Příloha A

### Návrhová rychlost s vysunutými vztlakovými klapkami $v_{FE}$ (dle FAR 23.1511)

- Výpočet  $v_{FE}$

$$v_{FE1} \geq v_{F1} \text{ a } v_{FE1} \geq v_{F2} \quad (A38)$$

$$v_{FE2} \leq v_F \text{ (dle 23.345) a } v_{FE2} \leq v_F \text{ (dle 23.457)} \quad (A39)$$

$$v_{FE1} \leq v_{FE} \leq v_{FE2} \quad U+N: v_{FE} = 195 \text{ km/h} \quad (A40)$$

### Poryvové násobky pro vysunuté vztlakové klapky (dle FAR 23.341 a 23.345)

Použity rovnice A30 až A32.

Tabulka 6.A Výsledky výpočtu poryvových obálek s vysunutými vztl. klapkami pro kategorii Utility při  $m_{TOW}$ .

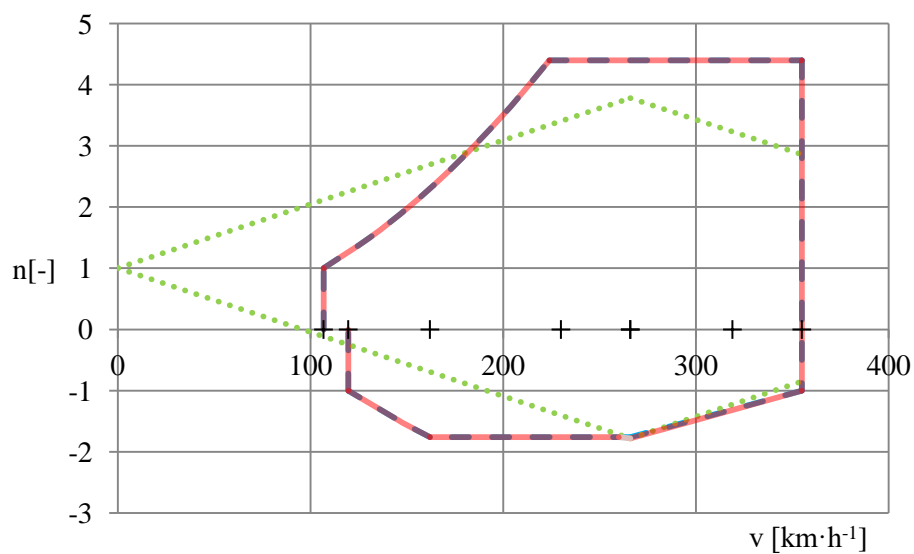
Utility $m_{TOW}$		0 m MSA	4176 m MSA
	$\mu_g$	19,14680	34,62441
	$K_g$	0,68922	0,76318
Při $v_F$ ( $u_{de} = 25 \text{ ft/s}$ )	$n_{max}$	2,02	2,10
	$n_{min}$	-0,02	-0,10

Tabulka 7.A Výsledky výpočtu poryvových obálek s vysunutými vztl. klapkami pro kategorii Normal při  $m_{TOW}$ .

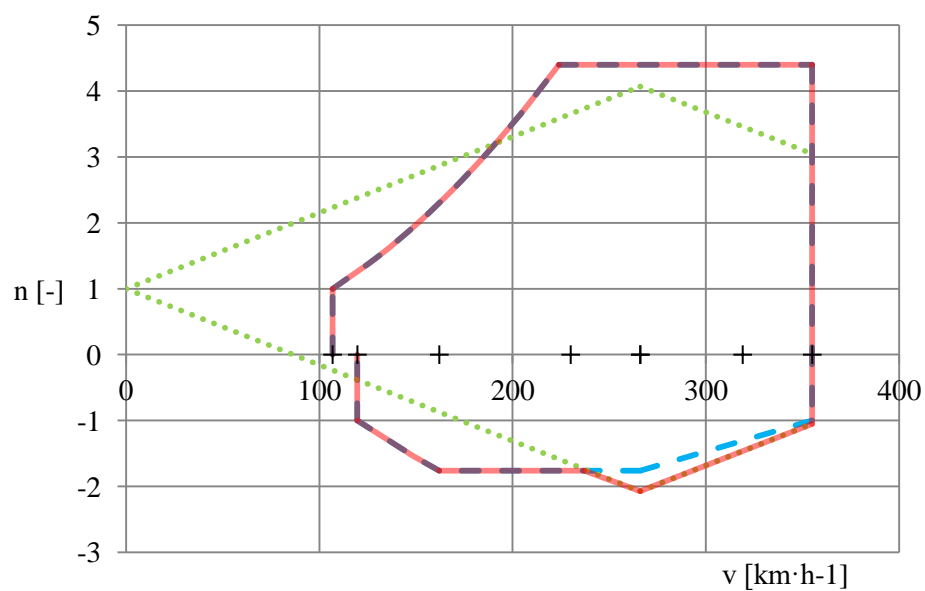
Normal $m_{TOW}$		0 m MSA	4176 m MSA
	$\mu_g$	23,93351	36,45989
	$K_g$	0,72046	0,76831
Při $v_F$ ( $u_{de} = 25 \text{ ft/s}$ )	$n_{max}$	1,85	1,91
	$n_{min}$	0,15	0,09

Tabulka 8.A Výsledky výpočtu poryvových obálek s vysunutými vztl. klapkami pro kategorie Utility a Normal při  $m_{FW}$ .

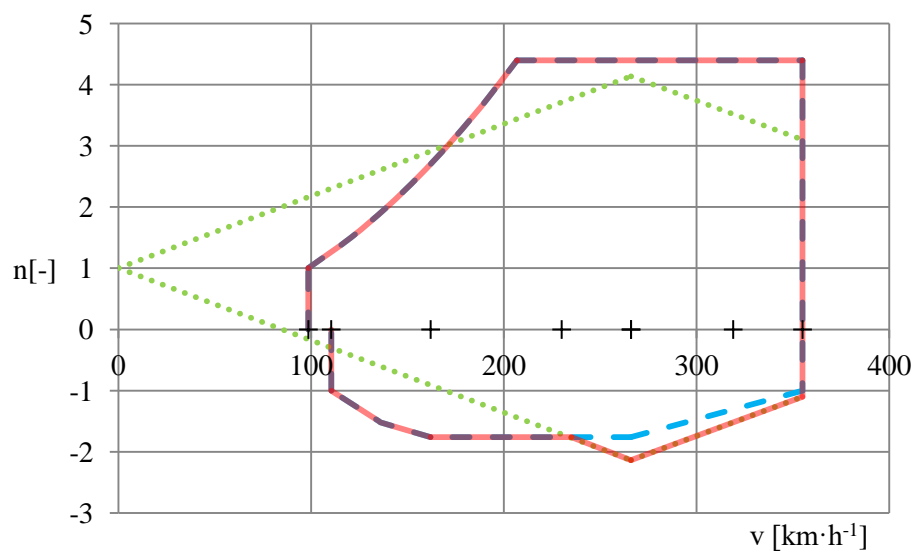
Utility+ Normal $m_{FW}$		0 m MSA	5761 m MSA
	$\mu_g$	16,31024	29,49487
	$K_g$	0,66418	0,74596
Při $v_F$ ( $u_{de} = 25 \text{ ft/s}$ )	$n_{max}$	2,15	2,26
	$n_{min}$	-0,15	-0,26



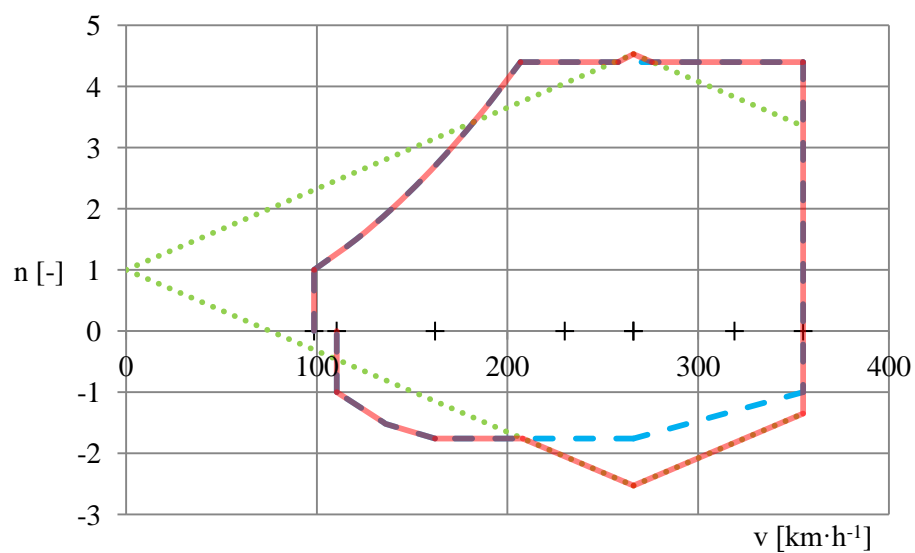
Graf 1.A Obratová a poryvová obálka pro kategorii utility, maximální vzletovou hmotnost a výšku 0 m MSA.



Graf 2.A Obratová a poryvová obálka pro kategorii utility, maximální vzletovou hmotnost a výšku 5761 m MSA.

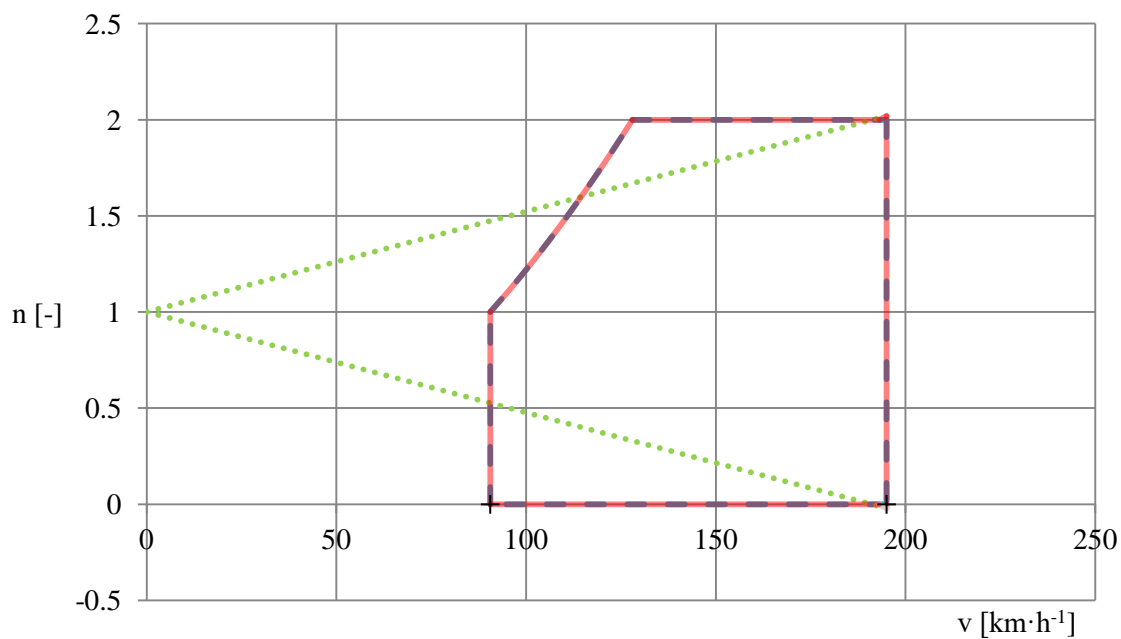


Graf 3.A Obratová a poryvová obálka pro kategorii utility, minimální letovou hmotnost a výšku 0 m MSA.

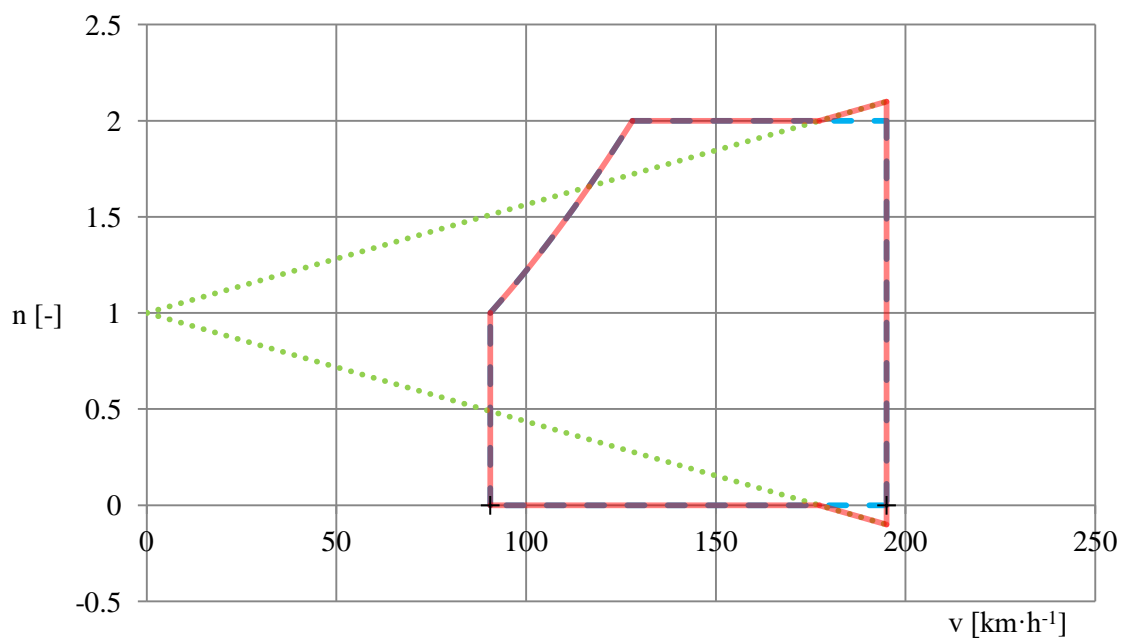


Graf 4.A Obratová a poryvová obálka pro kategorii utility, minimální letovou hmotnost a výšku 5761 m MSA.

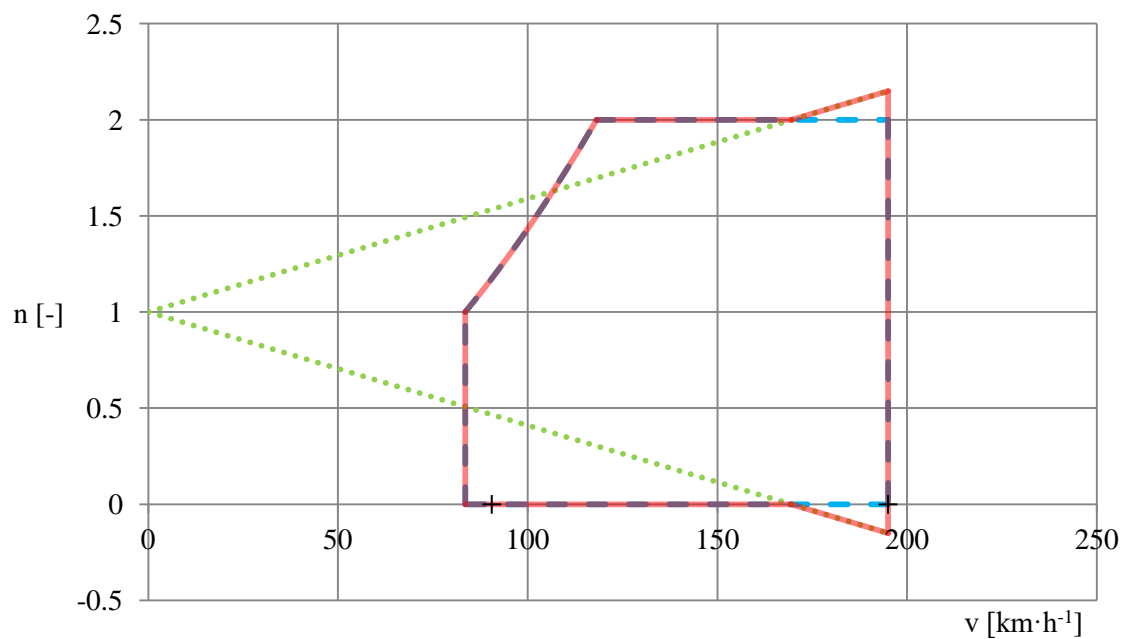




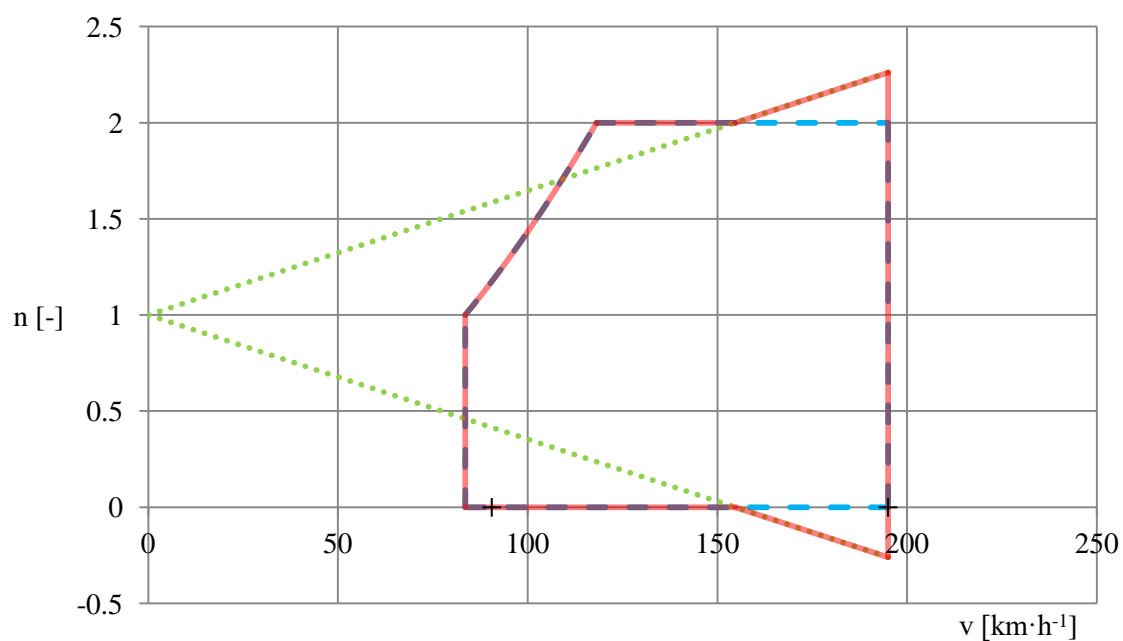
Graf 5.A Obratová a poryvová obálka s vysunutými klapkami pro kategorii utility, maximální vzletovou hmotnost a výšku 0 m MSA.



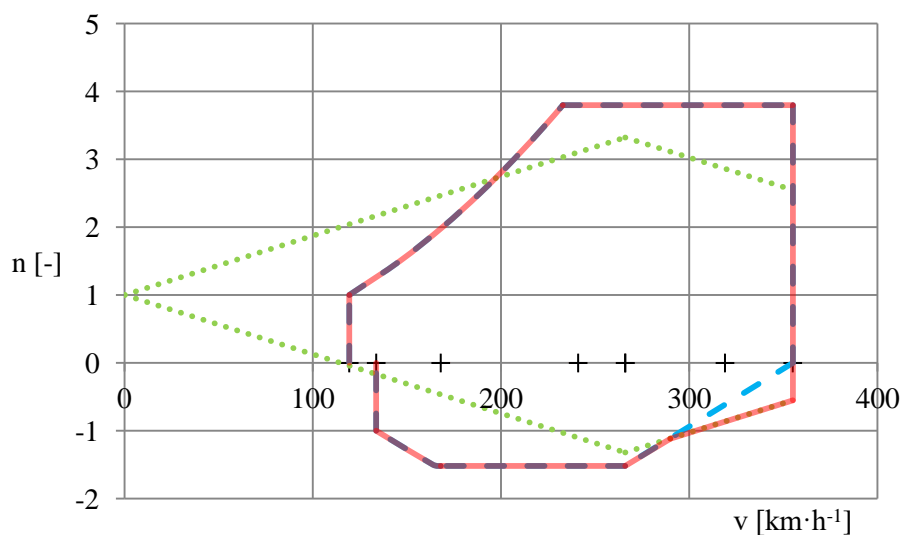
Graf 6.A Obratová a poryvová obálka s vysunutými klapkami pro kategorii utility, maximální vzletovou hmotnost a výšku 4176 m MSA.



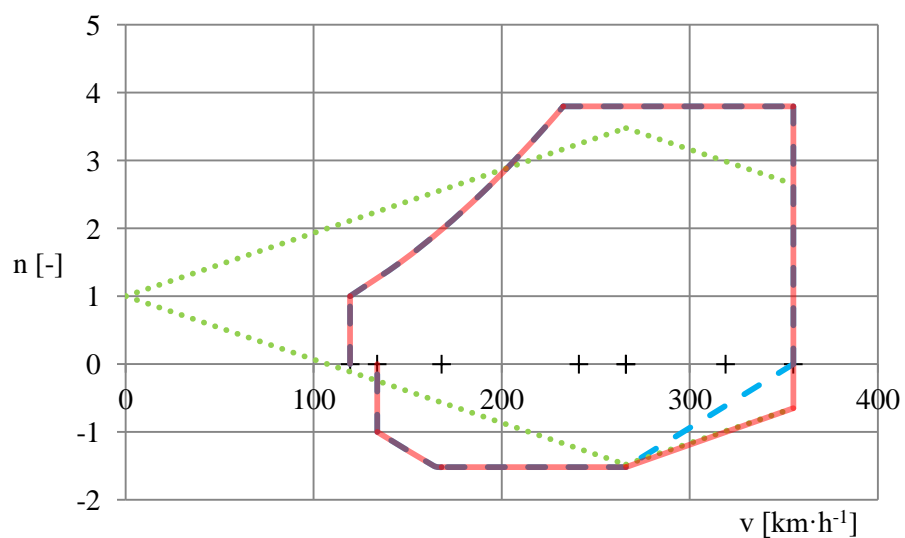
Graf 7.A Obratová a poryvová obálka s vysunutými klapkami pro kategorii utility, minimální letovou hmotnost a výšku 0 m MSA.



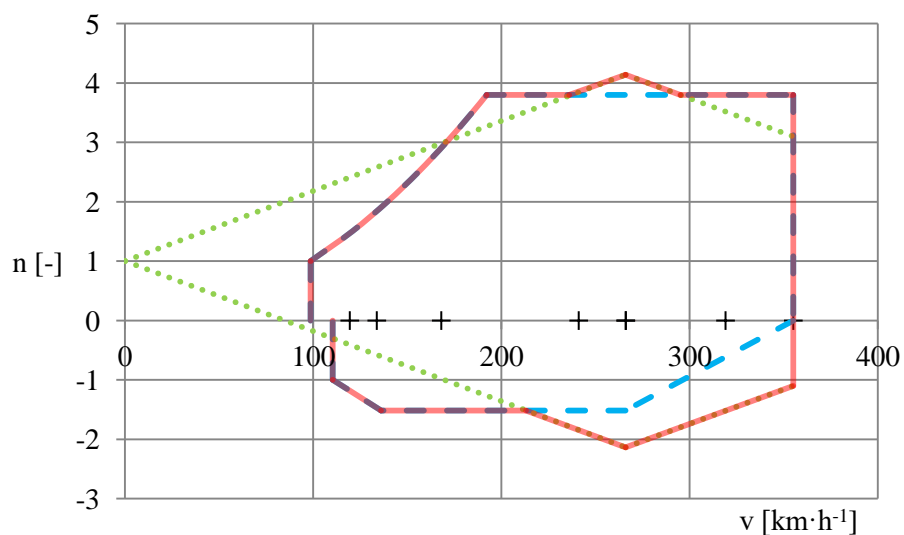
Graf 8.A Obratová a poryvová obálka s vysunutými klapkami pro kategorii utility, minimální letovou hmotnost a výšku 4176 m MSA.



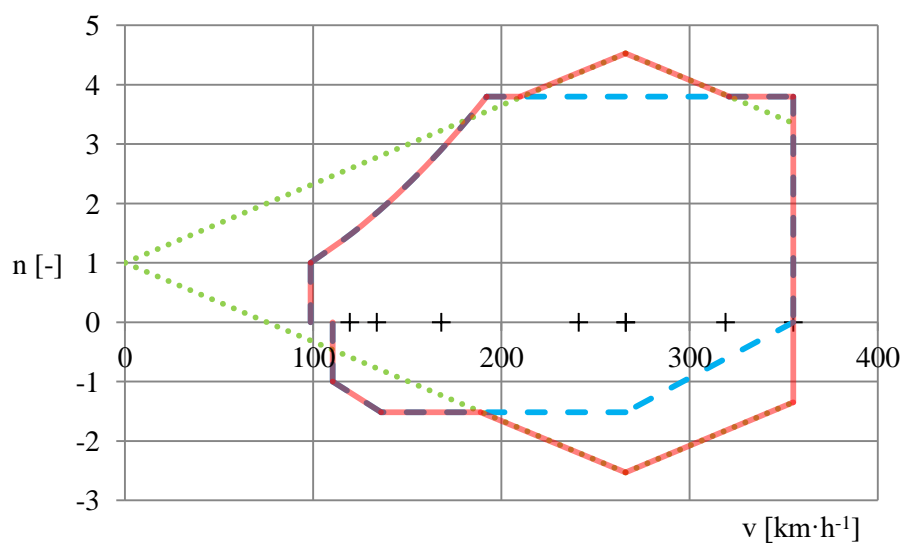
Graf 9.A Obratová a poryvová obálka pro kategorii normal, maximální vzletovou hmotnost a výšku 0 m MSA.



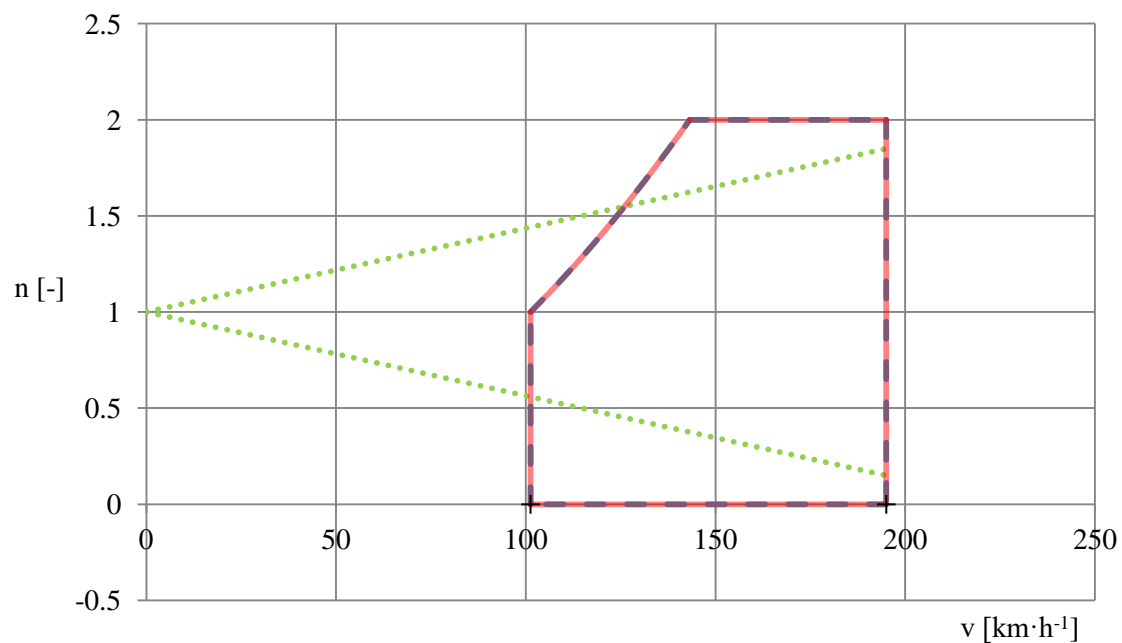
Graf 10.A Obratová a poryvová obálka pro kategorii normal, maximální vzletovou hmotnost a výšku 4176 m MSA.



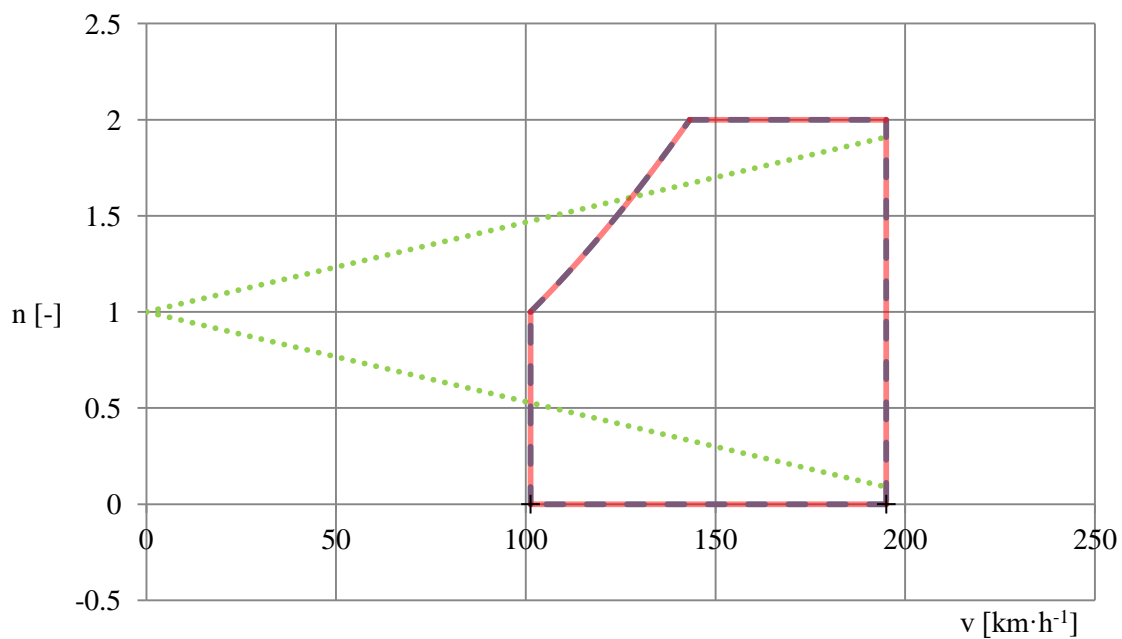
Graf 11.A Obratová a poryvová obálka pro kategorii normal, minimální letovou hmotnost a výšku 0 m MSA.



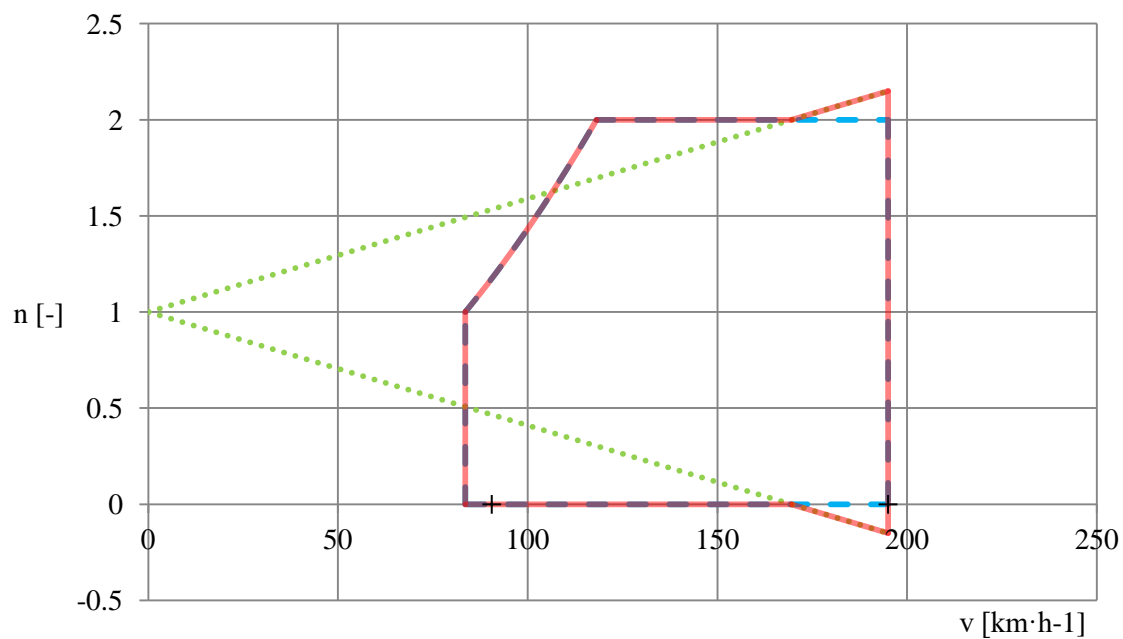
Graf 12.A Obratová a poryvová obálka pro kategorii normal, minimální letovou hmotnost a výšku 5761 m MSA.



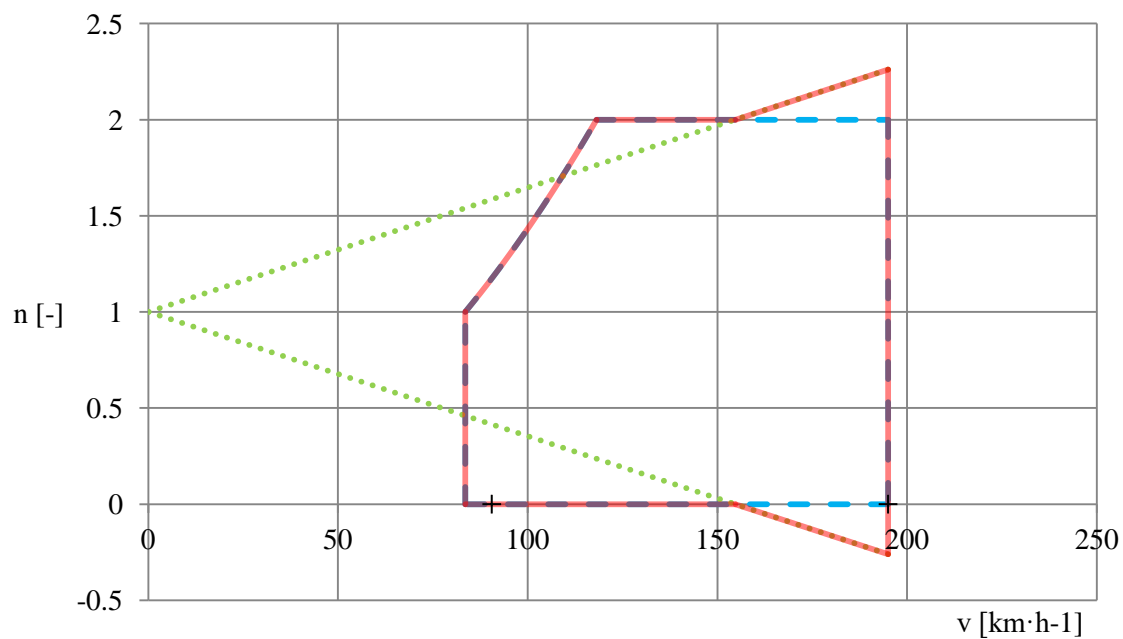
Graf 13.A Obratová a poryvová obálka s vysunutými klapkami pro kategorii normal, maximální vzletovou hmotnost a výšku 0 m MSA.



Graf 14.A Obratová a poryvová obálka s vysunutými klapkami pro kategorii normal, maximální vzletovou hmotnost a výšku 4176 m MSA.



Graf 15.A Obratová a poryvová obálka s vysunutými klapkami pro kategorii normal, minimální letovou hmotnost a výšku 0 m MSA.



Graf 16.A Obratová a poryvová obálka s vysunutými klapkami pro kategorii normal, minimální letovou hmotnost a výšku 4176 m MSA.

## Příloha B

Tabulka 1.B Hmotnosti jednotlivých částí a jejich vzdálenosti od vztažných rovin [5].

POLOŽKA		POLOHA			HMOTNOST [kg]
		X	Y	Z	
<b>Trup</b>	Poloskořepinová střední část trupu	2.959	1.03	0.000	116.1
	Kryt kabiny posuvný	2.660	1.8	0	17.5
<b>Křídlo</b>	Křídlo vnitřní	2.646	1.003	0	16.15
	Křídlo levé	2.726	1.153	2.393	48.5
	Křídlo pravé	2.727	1.146	-2.359	47.5
	Křídélko levé	3.308	1.203	3.737	4.36
	Křídélko pravé	3.308	1.203	-3.737	4.36
	Klapka levá	3.376	1.055	1.926	3.709
	Klapka pravá	3.376	1.055	-1.926	3.709
<b>Ocasní plochy</b>	Stabilizátor levá polovina	7.095	1.629	0.656	4.325
	Stabilizátor pravá polovina	7.095	1.629	-0.656	4.325
	Výškovka levá polovina	7.350	1.629	0.846	3.7
	Výškovka pravá polovina	7.350	1.629	-0.846	3.7
	Kýlová plocha	6.678	2.262	0	4.02
	Směrové kormidlo	6.973	2.456	0	4.115
<b>Řízení</b>	Ruční řízení v trupu	3.295	1.124	0	5.56
	Řízení v křídle levé	2.68	1.124	1.92	1.57
	Řízení v křídle pravé	2.68	1.124	-1.92	1.57
	Nožní řízení	2.289	0.977	0	4.99
	Ovládání klapek a vyvážení v trupu	4.335	1.195	0	2.2
	Ovládání klapek levé křídlo	2.79	1.195	1.27	1.15
	Ovládání klapek pravé křídlo	2.79	1.195	-1.27	1.15
<b>Přístávací zařízení</b>	Hlavní podvozek levý	2.85	0.595	0.985	25.115
	Havní podvozek pravý	2.85	0.595	-0.985	25.115
	Příd'ový podvozek	1.245	0.624	0.13	19.459
	Ovládání brzd levé	2.345	0.97	0.65	1.05
	Ovládání brzd pravé	2.345	0.97	-0.65	1.05
<b>Instalace</b>	Palivová instalace v trupu	2.016	1.194	0	2.21
	Palivová instalace hlavní nádrže v levém křídle	2.48	1.122	2.1	4.87
	Palivová instalace hlavní nádrže v pravém křídle	2.480	1.122	-2.1	4.87
	Palivová instalace koncové nádrže v levém křídle (jen kat. normal)	2.66	1.358	4.36	8.8
	Palivová instalace koncové nádrže v pravém křídle (jen kat. normal)	2.66	1.358	-4.360	8.8
	Ovládání motoru	1.899	1.381	0	1.77
<b>Výstroj</b>	Přední sedadla a pásy	2.812	1.348	0	20.43
	Přístrojové vybavení	2.564	1.575	0	40.3
	Baterie G-246	4.081	1.085	0	20.95
	+Baterie 1.1Ah 12V + Schránka baterie				

## Příloha B

	Větrání a vytápění	1.79	1.65	0	2.2
	Elektro instalace	2.35	1.189	-0.177	18.55
	Zadní sedadla a pásy (Jen pro kategorii normal)	3.612	1.306	0	17
<b>Nátěr</b>	Nátěr trupu a ocasních ploch	5.168	1.426	0	10.3
	Nátěr levého křídla	2.73	1.426	2.722	5.1
	Nátěr pravého křídla	2.73	1.426	-2.722	5.1
	Nátěr krytů motoru	0.916	1.426	0	1.5
<b>Pohonná jednotka</b>	Motorové lože	1.495	1.333	0.03	6.8
	KKryt motoru	1.145	1.27	0	12.5
	Chladič oleje	1.495	1.417	-0.354	1.3
	Pohonná jednotka- motor + vrtule	1.046	1.363	0.027	237.25
	Tlumiče hluku	1.354	1.37	0.037	1.8



## Příloha C

Tabulka 1.C Významné konfigurace kategorie normal vyznačené v grafu 5.2.3.1.

	Užitečné zatížení	% <sub>CSAT</sub> [%]	hmotnost [kg]	název konfigurace
<b>1 pilot</b>	1 lehký pilot- přední poloha	20,58	870,2	1N
	1 lehký pilot- zadní poloha	21,29	952,3	2N
	Plná hlavní palivová nádrž			
	1 těžký pilot- přední poloha	22,49	1065,7	3N
	Plná hlavní a přídatná nádrž			
	1 těžký pilot- zadní poloha	28,58	1125,7	4N
<b>1 pilot + 1 pasažér</b>	Plná hlavní a přídatná nádrž zavazadla			
	1 lehký pilot- přední poloha	25,33	930,2	5N
	1 lehký pasažér			
	1 lehký pilot- zadní poloha			
	1 těžký pasažér	34,26	1030,2	6N
	zavazadla			
	1 těžký pilot- přední poloha			
	1 lehký pasažér	26,32	1125,7	7N
	Plná hlavní a přídatná nádrž			
	1 těžký pilot- zadní poloha			
<b>1 pilot + 2 pasažéři</b>	1 těžký pasažér	33,94	1225,7	8N
	Plná hlavní a přídatná nádrž zavazadla			
	1 lehký pilot- přední poloha	29,51	990,2	9N
	2 lehčí pasažéři			
	1 těžký pilot- zadní poloha			
	2 těžcí pasažéři	39,54	1170,2	10N
	Zavazadla			
	1 těžký pilot- přední poloha			
	2 lehčí pasažéři	29,76	1185,7	11N
	Plná hlavní a přídatná nádrž			
<b>2 piloti</b>	1 těžký pilot- zadní poloha			
	2 těžcí pasažéři	38,49	1325,7	12N
	Plná hlavní a přídatná nádrž Zavazadla			
	2 lehčí piloti- přední poloha	21,73	930,2	13N
	2 lehčí piloti- zadní poloha	22,66	1012,3	14N
	Plná hlavní palivová nádrž			
	2 těžcí piloti- přední poloha	23,66	1165,7	15N
	Plná hlavní a přídatná palivová nádrž			
	2 těžcí piloti- zadní poloha	29,68	1225,73	16N
	Plná hlavní a vedlejší palivová nádrž Zavazadla			
<b>2 piloti+ 1 pasažér</b>	2 lehčí piloti- přední poloha	26,12	990,2	17N
	1 lehký pasažér			
	2 těžcí piloti- zadní poloha			
	1 těžký pasažér	35,08	1170,2	18N
	Zavazadla			
	2 těžcí piloti- přední poloha			
	1 lehký pasažér	27,11	1225,7	19N
	Plná hlavní a přídatná palivová nádrž			
	2 těžcí piloti- zadní poloha			
	1 těžký pasažér	35,55	1325,73	20N
	Plná hlavní + vedlejší palivová nádrž			
	Zavazadla			

## Příloha C

<b>2 piloti+ 2 pasažéři</b>	2 lehcí piloti- přední poloha	30,02	1050,2	21N
	2 lehcí pasažéři			
	2 těžcí piloti- zadní poloha			
	2 těžcí pasažéři	39,74	1270,2	22N
	Zavazadla			
	2 těžcí piloti- přední poloha			
	2 lehcí pasažéři	30,25	1285,73	23N
	Plná hlavní a přídavná palivová nádrž			
	2 těžcí piloti- zadní poloha			
	2 těžcí pasažéři			
	Plná hlavní a přídavná palivová nádrž	38,74	1425,7	24N
	Zavazadla			

Tabulka 2.C Významné konfigurace kategorie utility vyznačené v grafu 5.2.3.2.

	<b>Užitečné zatížení</b>	<b>%c<sub>SAT</sub> [%]</b>	<b>hmotnost [kg]</b>	<b>název konfigurace</b>
<b>1 pilot</b>	1 lehký pilot- přední poloha	18,96	851,8	1U
	1 těžký pilot- přední poloha	19,99	975,3	2U
	Hlavní nádrž			
	1 těžký pilot- zadní poloha	20,62	975,3	3U
	Hlavní nádrž			
	1 lehký pilot- přední poloha	26,05	911,8	4U
	Zavazadla			
	1 těžký pilot- přední poloha	26,18	1035,3	5U
<b>2 piloti</b>	Hlavní nádrž			
	Zavazadla			
	1 těžký pilot- zadní poloha	26,76	1035,3	6U
	Hlavní nádrž			
	Zavazadla			
	2 lehcí piloti- přední poloha	20,24	911,8	7U
	2 těžcí piloti- přední poloha	21,49	1075,3	8U
	Hlavní nádrž			
	2 těžcí piloti- zadní poloha	22,62	1075,3	9U
	Hlavní nádrž			
	2 lehcí piloti- přední poloha	26,81	971,8	10U
	Zavazadla			
	2 těžcí piloti- přední poloha	27,05	1135,3	11U
	Hlavní nádrž			
	Zavazadla			
	2 těžcí piloti- zadní poloha	28,11	1135,3	12U
	Hlavní nádrž			
	Zavazadla			

## Příloha C

Tabulka 3.C Centráže jednotlivých konfigurací užitečného zatížení pro letoun kategorie normal bez paliva.

UŽITEČNÉ ZATÍŽENÍ			KONFIGURACE	x <sub>T</sub> [m]	m [kg]	%c <sub>SAT</sub>	
Jen pilot	1 pilot	Lehký	Přední poloha	2.420	870	20.58	
			Zadní poloha	2.426	870	20.99	
		Těžký	Přední poloha	2.428	910	21.10	
			Zadní poloha	2.438	910	21.77	
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	2.437	930	21.73	
			Zadní poloha	2.449	930	22.51	
		Těžký	Přední poloha	2.450	1010	22.58	
			Zadní poloha	2.468	1010	23.78	
Pilot a zavazadla	1 pilot	Lehký	Přední poloha	2.522	930	27.42	
			Zadní poloha	2.528	930	27.81	
		Těžký	Přední poloha	2.525	970	27.63	
			Zadní poloha	2.535	970	28.25	
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	2.532	990	28.08	
			Zadní poloha	2.543	990	28.82	
		Těžký	Přední poloha	2.537	1070	28.42	
			Zadní poloha	2.554	1070	29.55	
Pilot a pasažéři	1 pilot	Lehký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.491	930	25.33
				2 Pasazeri 60kg	2.553	990	29.51
				1 Pasazer 100kg	2.533	970	28.17
				2 Pasazeri 100kg	2.625	1070	34.35
			Zadní poloha	1 Pasazer 60kg	2.497	930	25.72
				2 Pasazeri 60kg	2.559	990	29.87
				1 Pasazer 100kg	2.539	970	28.55
				2 Pasazeri 100kg	2.630	1070	34.69
		Těžký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.496	970	25.63
				2 Pasazeri 60kg	2.555	1030	29.63
				1 Pasazer 100kg	2.536	1010	28.35
				2 Pasazeri 100kg	2.624	1110	34.28
			Zadní poloha	1 Pasazer 60kg	2.505	970	26.25
				2 Pasazeri 60kg	2.564	1030	30.21
				1 Pasazer 100kg	2.545	1010	28.94
				2 Pasazeri 100kg	2.633	1110	34.83
	2 Piloti	Lehký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.503	990	26.12
				2 Pasazeri 60kg	2.561	1050	30.02
				1 Pasazer 100kg	2.542	1030	28.77
				2 Pasazeri 100kg	2.629	1130	34.56
		Zadní poloha	1 Pasazer 60kg	2.514	990	26.86	
			2 Pasazeri 60kg	2.571	1050	30.71	
			1 Pasazer 100kg	2.553	1030	29.47	
			2 Pasazeri 100kg	2.638	1130	35.21	

## Příloha C

<b>Pilot pasažéri Zavazadla</b>	1 pilot	Těžký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.510	1070	<b>26.60</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.564	1130	<b>30.20</b>
			Zadní poloha	1 Pasazer 100kg	2.546	1110	<b>29.04</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.627	1210	<b>34.43</b>
		Lehký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.527	1070	<b>27.73</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.579	1130	<b>31.26</b>
			Zadní poloha	1 Pasazer 100kg	2.563	1110	<b>30.13</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.642	1210	<b>35.43</b>
	2 piloti	Těžký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.583	990	<b>31.47</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.636	1050	<b>35.06</b>
			Zadní poloha	1 Pasazer 100kg	2.619	1030	<b>33.91</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.698	1130	<b>39.25</b>
		Lehký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.588	990	<b>31.83</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.641	1050	<b>35.40</b>
			Zadní poloha	1 Pasazer 100kg	2.624	1030	<b>34.26</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.703	1130	<b>39.57</b>
		Těžký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.583	1030	<b>31.51</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.635	1090	<b>34.96</b>
			Zadní poloha	1 Pasazer 100kg	2.618	1070	<b>33.86</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.695	1170	<b>39.02</b>
		Lehký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.592	1030	<b>32.10</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.643	1090	<b>35.52</b>
			Zadní poloha	1 Pasazer 100kg	2.626	1070	<b>34.42</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.703	1170	<b>39.54</b>
		Těžký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.588	1050	<b>31.87</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.639	1110	<b>35.24</b>
			Zadní poloha	1 Pasazer 100kg	2.623	1090	<b>34.15</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.698	1190	<b>39.21</b>
		Lehký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.599	1050	<b>32.56</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.648	1110	<b>35.89</b>
			Zadní poloha	1 Pasazer 100kg	2.632	1090	<b>34.82</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.707	1190	<b>39.82</b>
		Těžký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.589	1130	<b>31.91</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.636	1190	<b>35.06</b>
			Zadní poloha	1 Pasazer 100kg	2.621	1170	<b>34.04</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.692	1270	<b>38.79</b>
		Lehký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.605	1130	<b>32.98</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.651	1190	<b>36.07</b>
			Zadní poloha	1 Pasazer 100kg	2.636	1170	<b>35.08</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.706	1270	<b>39.74</b>

## Příloha C

Tabulka 4.C Centráže jednotlivých konfigurací užitečného zatížení pro letoun kategorie normal s plnou hlavní nádrží.

UŽITEČNÉ ZATÍŽENÍ			KONFIGURACE	x <sub>T</sub> [m]	m [kg]	%c <sub>SA</sub> T	
Jen pilot	1 Pilot	Lehký	Přední poloha	2.425	952	20.91	
			Zadní poloha	2.431	952	21.29	
		Těžký	Přední poloha	2.432	992	21.38	
			Zadní poloha	2.441	992	21.99	
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	2.441	1012	21.95	
			Zadní poloha	2.451	1012	22.66	
		Těžký	Přední poloha	2.452	1092	22.72	
			Zadní poloha	2.469	1092	23.83	
Pilot a zavazadla	1 Pilot	Lehký	Přední poloha	2.519	1012	27.18	
			Zadní poloha	2.524	1012	27.53	
		Těžký	Přední poloha	2.522	1052	27.38	
			Zadní poloha	2.530	1052	27.95	
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	2.528	1072	27.81	
			Zadní poloha	2.538	1072	28.48	
		Těžký	Přední poloha	2.533	1152	28.13	
			Zadní poloha	2.548	1152	29.18	
Pilot a pasa- žeri	1 pilot	Lehký	Přední poloha	1 pasazer 60kg	2.490	1012	25.26
				2 pasazeri 60kg	2.548	1072	29.12
				1 pasazer 100kg	2.529	1052	27.88
				2 pasazeri 100kg	2.615	1152	33.64
			Zadní poloha	1 pasazer 60kg	2.495	1012	25.62
				2 pasazeri 60kg	2.553	1072	29.46
				1 pasazer 100kg	2.534	1052	28.23
				2 pasazeri 100kg	2.620	1152	33.96
		Těžký	Přední poloha	1 pasazer 60kg	2.494	1052	25.54
				2 pasazeri 60kg	2.549	1112	29.24
				1 pasazer 100kg	2.532	1092	28.05
				2 pasazeri 100kg	2.614	1192	33.61
			Zadní poloha	1 pasazer 60kg	2.503	1052	26.11
				2 pasazeri 60kg	2.557	1112	29.79
				1 pasazer 100kg	2.540	1092	28.61
				2 pasazeri 100kg	2.622	1192	34.11
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	1 pasazer 60kg	2.501	1072	25.99
				2 pasazeri 60kg	2.555	1132	29.61
				1 pasazer 100kg	2.538	1112	28.45
				2 pasazeri 100kg	2.618	1212	33.88
			Zadní poloha	1 pasazer 60kg	2.511	1072	26.67
				2 pasazeri 60kg	2.564	1132	30.25
				1 pasazer 100kg	2.547	1112	29.10

## Příloha C

<b>Pilot pasažéri zavazadla</b>	1 pilot	Těžký	Přední poloha	2 pasazeri 100kg	2.627	1212	<b>34.48</b>
				1 pasazer 60kg	2.508	1152	<b>26.45</b>
				2 pasazeri 60kg	2.558	1212	<b>29.81</b>
				1 pasazer 100kg	2.542	1192	<b>28.72</b>
			Zadní poloha	2 pasazeri 100kg	2.617	1292	<b>33.80</b>
				1 pasazer 60kg	2.523	1152	<b>27.50</b>
				2 pasazeri 60kg	2.573	1212	<b>30.80</b>
				1 pasazer 100kg	2.557	1192	<b>29.74</b>
		Lehký	Přední poloha	2 pasazeri 100kg	2.631	1292	<b>34.73</b>
				1 pasazer 60kg	2.575	1072	<b>30.93</b>
				2 pasazeri 60kg	2.625	1132	<b>34.29</b>
				1 pasazer 100kg	2.608	1112	<b>33.21</b>
			Zadní poloha	2 pasazeri 100kg	2.683	1212	<b>38.25</b>
				1 pasazer 60kg	2.580	1072	<b>31.27</b>
				2 pasazeri 60kg	2.629	1132	<b>34.61</b>
				1 pasazer 100kg	2.613	1112	<b>33.53</b>
	2 piloti	Těžký	Přední poloha	2 pasazeri 100kg	2.688	1212	<b>38.54</b>
				1 pasazer 60kg	2.575	1112	<b>30.99</b>
				2 pasazeri 60kg	2.624	1172	<b>34.23</b>
				1 pasazer 100kg	2.608	1152	<b>33.19</b>
			Zadní poloha	2 pasazeri 100kg	2.681	1252	<b>38.06</b>
				1 pasazer 60kg	2.583	1112	<b>31.53</b>
				2 pasazeri 60kg	2.631	1172	<b>34.74</b>
				1 pasazer 100kg	2.616	1152	<b>33.71</b>
		Lehký	Přední poloha	2 pasazeri 100kg	2.688	1252	<b>38.55</b>
				1 pasazer 60kg	2.580	1132	<b>31.33</b>
				2 pasazeri 60kg	2.628	1192	<b>34.50</b>
				1 pasazer 100kg	2.612	1172	<b>33.48</b>
			Zadní poloha	2 pasazeri 100kg	2.684	1272	<b>38.25</b>
				1 pasazer 60kg	2.590	1132	<b>31.97</b>
				2 pasazeri 60kg	2.637	1192	<b>35.10</b>
				1 pasazer 100kg	2.622	1172	<b>34.09</b>
	Těžký	Přední poloha	Zadní poloha	2 pasazeri 100kg	2.692	1272	<b>38.82</b>
				1 pasazer 60kg	2.582	1212	<b>31.41</b>
				2 pasazeri 60kg	2.626	1272	<b>34.37</b>
				1 pasazer 100kg	2.612	1252	<b>33.42</b>
			Zadní poloha	2 pasazeri 100kg	2.679	1352	<b>37.92</b>
				1 pasazer 60kg	2.596	1212	<b>32.40</b>
				2 pasazeri 60kg	2.640	1272	<b>35.32</b>
				1 pasazer 100kg	2.626	1252	<b>34.38</b>
				2 pasazeri 100kg	2.692	1352	<b>38.81</b>

## Příloha C

Tabulka 5.C Centráže jednotlivých konfigurací užitečného zatížení pro letoun kategorie normal se všemi plnými nádržemi (hlavní + přídatná).

UŽITEČNÉ ZATÍŽENÍ			KONFIGURACE	x <sub>T</sub> [m]	m [kg]	%c <sub>SAT</sub>	
Jen pilot	1 pilot	Lehký	Přední poloha	2.443	1026	22.10	
			Zadní poloha	2.448	1026	22.45	
		Těžký	Přední poloha	2.449	1066	22.49	
			Zadní poloha	2.457	1066	23.06	
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	2.456	1086	23.00	
			Zadní poloha	2.466	1086	23.67	
		Těžký	Přední poloha	2.466	1166	23.66	
			Zadní poloha	2.482	1166	24.69	
Pilot a zavazadla	1 pilot	Lehký	Přední poloha	2.529	1086	27.88	
			Zadní poloha	2.534	1086	28.21	
		Těžký	Přední poloha	2.531	1126	28.04	
			Zadní poloha	2.539	1126	28.58	
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	2.537	1146	28.43	
			Zadní poloha	2.547	1146	29.06	
		Těžký	Přední poloha	2.541	1226	28.70	
			Zadní poloha	2.556	1226	29.68	
Pilot a pasažéři	1 pilot	Lehký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.502	1086	26.09
				2 Pasazeri 60kg	2.556	1146	29.66
				1 Pasazer 100kg	2.538	1126	28.51
				2 Pasazeri 100kg	2.618	1226	33.88
			Zadní poloha	1 Pasazer 60kg	2.507	1086	26.42
				2 Pasazeri 60kg	2.560	1146	29.98
				1 Pasazer 100kg	2.543	1126	28.83
				2 Pasazeri 100kg	2.623	1226	34.17
		Těžký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.506	1126	26.32
				2 Pasazeri 60kg	2.557	1186	29.76
				1 Pasazer 100kg	2.541	1166	28.65
				2 Pasazeri 100kg	2.618	1266	33.83
			Zadní poloha	1 Pasazer 60kg	2.514	1126	26.85
				2 Pasazeri 60kg	2.565	1186	30.27
				1 Pasazer 100kg	2.548	1166	29.17
				2 Pasazeri 100kg	2.625	1266	34.31
	2 Piloti	Lehký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.512	1146	26.73
				2 Pasazeri 60kg	2.562	1206	30.10
				1 Pasazer 100kg	2.546	1186	29.01
				2 Pasazeri 100kg	2.622	1286	34.09
		Zadní poloha	1 Pasazer 60kg	2.521	1146	27.37	
			2 Pasazeri 60kg	2.571	1206	30.70	
			1 Pasazer 100kg	2.555	1186	29.62	
			2 Pasazeri 100kg	2.630	1286	34.65	

## Příloha C

<b>Pilot pasažéri Zavazadla</b>		Těžký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.518	1226	<b>27.11</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.564	1286	<b>30.25</b>
				1 Pasazer 100kg	2.549	1266	<b>29.24</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.620	1366	<b>34.00</b>
		Zadní poloha		1 Pasazer 60kg	2.532	1226	<b>28.10</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.578	1286	<b>31.19</b>
				1 Pasazer 100kg	2.563	1266	<b>30.19</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.633	1366	<b>34.88</b>
	1 pilot	Lehký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.581	1146	<b>31.35</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.627	1206	<b>34.49</b>
				1 Pasazer 100kg	2.612	1186	<b>33.48</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.683	1286	<b>38.21</b>
		Zadní poloha		1 Pasazer 60kg	2.586	1146	<b>31.67</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.632	1206	<b>34.79</b>
				1 Pasazer 100kg	2.617	1186	<b>33.78</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.687	1286	<b>38.49</b>
		Těžký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.581	1186	<b>31.39</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.627	1246	<b>34.42</b>
				1 Pasazer 100kg	2.612	1226	<b>33.45</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.680	1326	<b>38.03</b>
		Zadní poloha		1 Pasazer 60kg	2.589	1186	<b>31.90</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.634	1246	<b>34.91</b>
				1 Pasazer 100kg	2.619	1226	<b>33.94</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.687	1326	<b>38.49</b>
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.586	1206	<b>31.71</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.630	1266	<b>34.67</b>
				1 Pasazer 100kg	2.616	1246	<b>33.71</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.683	1346	<b>38.21</b>
		Zadní poloha		1 Pasazer 60kg	2.595	1206	<b>32.31</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.639	1266	<b>35.24</b>
				1 Pasazer 100kg	2.625	1246	<b>34.30</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.691	1346	<b>38.75</b>
		Těžký	Přední poloha	1 Pasazer 60kg	2.587	1286	<b>31.76</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.628	1346	<b>34.54</b>
				1 Pasazer 100kg	2.615	1326	<b>33.64</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.678	1426	<b>37.90</b>
		Zadní poloha		1 Pasazer 60kg	2.601	1286	<b>32.70</b>
				2 Pasazeri 60kg	2.642	1346	<b>35.44</b>
				1 Pasazer 100kg	2.629	1326	<b>34.56</b>
				2 Pasazeri 100kg	2.691	1426	<b>38.74</b>



## Příloha C

Tabulka 6.C Centráže jednotlivých konfigurací užitečného zatížení pro letoun kategorie utility bez paliva.

Užitečné zatížení		Konfigurace		$x_T$ [m]	m [kg]	% $c_{SAT}$
<b>Jen pilot</b>	1 pilot	Lehký	Přední poloha	2.396	852	<b>18.96</b>
			Zadní poloha	2.403	852	<b>19.39</b>
		Těžký	Přední poloha	2.405	892	<b>19.57</b>
			Zadní poloha	2.415	892	<b>20.25</b>
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	2.415	912	<b>20.24</b>
			Zadní poloha	2.427	912	<b>21.04</b>
		Těžký	Přední poloha	2.430	992	<b>21.23</b>
			Zadní poloha	2.448	992	<b>22.45</b>
<b>Pilot a zavazadla</b>	1 pilot	Lehký	Přední poloha	2.502	912	<b>26.05</b>
			Zadní poloha	2.508	912	<b>26.45</b>
		Těžký	Přední poloha	2.506	952	<b>26.32</b>
			Zadní poloha	2.515	952	<b>26.96</b>
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	2.513	972	<b>26.81</b>
			Zadní poloha	2.524	972	<b>27.56</b>
		Těžký	Přední poloha	2.520	1052	<b>27.25</b>
			Zadní poloha	2.537	1052	<b>28.40</b>

Tabulka 7.C Centráže jednotlivých konfigurací užitečného zatížení pro letoun kategorie utility s plnou hlavní nádrží.

Užitečné zatížení		Konfigurace		$x_T$ [m]	m [kg]	% $c_{SAT}$
<b>Jen pilot</b>	1 pilot	Lehký	Přední poloha	2.404	935	<b>19.46</b>
			Zadní poloha	2.410	935	<b>19.85</b>
		Těžký	Přední poloha	2.412	975	<b>20.00</b>
			Zadní poloha	2.421	975	<b>20.62</b>
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	2.421	995	<b>20.60</b>
			Zadní poloha	2.432	995	<b>21.33</b>
		Těžký	Přední poloha	2.434	1075	<b>21.49</b>
			Zadní poloha	2.451	1075	<b>22.62</b>
<b>Pilot a zavazadla</b>	1 pilot	Lehký	Přední poloha	2.500	995	<b>25.92</b>
			Zadní poloha	2.505	995	<b>26.29</b>
		Těžký	Přední poloha	2.504	1035	<b>26.18</b>
			Zadní poloha	2.512	1035	<b>26.76</b>
	2 piloti	Lehký	Přední poloha	2.511	1055	<b>26.63</b>
			Zadní poloha	2.521	1055	<b>27.32</b>
		Těžký	Přední poloha	2.517	1135	<b>27.05</b>
			Zadní poloha	2.533	1135	<b>28.11</b>

## Příloha D

Tabulka 1.D Mechanické vlastnosti nýtů avex od společnosti Avdel [17].

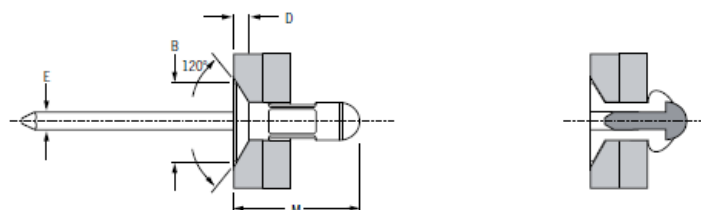






### Avex® 1604 Series Aluminum / Steel



English	Français	Deutsch	Italiano	Español
120° Countersunk head	120° Tête fraisée	120° Senkkopf	120° Testa svasata	120° Cabeza avellanada
Body: Aluminum alloy* (2.5 % Mg) Natural	Corps: Alliage d'aluminium* (2.5% Mg) Brut	Hülse: Aluminium* (2.5 % Mg) Blank	Corpo: Lega di alluminio* (2.5% Mg) Nessuna finitura	Cuerpo: Aluminio* (2.5% Mg) Natural
Stem: Low carbon steel**	Tige: Acier bas carbone**	Dorn: Stahl**	Gambo: Acciaio a basso tenore di carbonio**	Vástago: Acero bajo en carbono**
Zinc coated	Revêtement zingué	Verzinkt	Zincato	Zincado

\*: AA 5052, DIN 1725, AlMg2.5, Werkstoff 3.3523  
 \*\*: BS3111 Type 0, SAE 1015/1018/1022, DIN 1654, Cq15/Cq22



ø nom.					M	øB	D	øE			Part No.
	min.	max.	min.	max.	max.	max.	max.	max.	lbf (kN) <sup>n</sup>	lbf (kN) <sup>n</sup>	
1/8" (3.2)	.093 (2.4)	.250 (6.3)	.128 (3.3)	.133 (3.4)	.480 (12.2)	.217 (5.6)	.050 (1.3)	.070 (1.8)	155 (0.69)	205 (0.91)	01604-00412
	.155 (4.0)	.312 (7.9)			.530 (13.4)				165 (0.73)	230 (1.02)	01604-00414
	.217 (5.5)	.375 (9.5)			.580 (14.8)						01604-00416
5/32" (4.0)	.109 (2.8)	.312 (7.9)	.161 (4.1)	.166 (4.2)	.560 (14.3)	.257 (6.6)	.052 (1.4)	.084 (2.2)	255 (1.13)	300 (1.33)	01604-00514
	.142 (3.6)	.346 (8.8)			.590 (15.1)						01604-00515
3/16" (4.8)	.125 (3.2)	.312 (7.9)	.193 (4.9)	.198 (5.0)	.610 (15.5)	.351 (9.0)	.069 (1.8)	.112 (2.9)	350 (1.55)	530 (2.35)	01604-00615
	.250 (6.3)	.500 (12.7)			.800 (20.4)				295 (1.31)		01604-00621

dimensions in inches and (mm) / en pouces et (millimètre) / alle Maße in Zoll und (mm) / in pollici e (millimetri) / en pulgadas y (milímetros)

1) typical values / valeurs moyennes / typische Werte / Valori tipici / valores típicos

## Příloha D

Tabulka 2.D Mechanické vlastnosti nýtů Cherry MAX od společnosti Cherry aerospace [18].

### CHERRYMAX® RIVET SELECTION

#### MECHANICAL PROPERTIES\*

Materials		Ultimate Shear Strength	Maximum Temperature
Sleeve	Stem		
5056 ALUMINUM	ALLOY STEEL	50,000 PSI	250° F
5056 ALUMINUM	CRES	50,000 PSI	250° F
MONEL	CRES	75,000 PSI	900° F
INCO 600	INCO X-750	75,000 PSI	1400° F

\* At room temperature

Rivet Diameter	Sheet Thickness	Single Shear					Tensile						
		Aluminum		Monel		INCO	Aluminum		Monel			INCO	
		NOM.	O/S	NOM.	O/S	O/S	Nom.		O/S	Nom.		O/S	O/S
		3212	3242										
		3213	3243				3212		3242				
3214	3245	3522	3552	3852	3213	3214	3245	3522	3524	3552	3852		
3222	3246	3523	3553	3853	3222	3224	3246	3523		3553	3853		
3223	3252	3524	3555		3223		3252			3555			
3223	3253		3556				3253			3556			
3224	3255						3255						
1/8 (-4)	2X.156	664	814	995	1220	1220	285	250	345	400	360	490	570
5/32 (-5)	2X.187	1030	1245	1545	1865	1865	445	390	530	635	555	740	860
3/16 (-6)	2X.219	1480	1685	2215	2525	2525	635	560	710	890	800	1000	1160
1/4 (-8)	2X.281	2615	2925	3920	4390	4390	1125	1000	1260	1570	1410	1755	2030